

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

CENTRAL INTELLIGENCE AGENCY

This material contains information affecting the National Defense of the United States within the meaning of the Espionage Laws, Title 18, U.S.C. Secs. 793 and 794, the transmission or revelation of which in any manner to an unauthorized person is prohibited by law.

S-E-C-R-E-T

25X1

COUNTRY USSR

REPORT

SUBJECT Soviet Publications on Battle Procedure for Rifle Units in Cities and Theory of Flight and Piloting of Aircraft

DATE DISTR. 12 September 1960

NO. PAGES 1

REFERENCES RD

DATE OF INFO.

25X1

PLACE & DATE ACQ.

25X1

THIS IS UNEVALUATED INFORMATION. SOURCE GRADINGS ARE DEFINITIVE. APPRAISAL OF CONTENT IS TENTATIVE.

following Russian-language publications

are UNCLASSIFIED.

Att. No. 1 Boevyye Deystviya Strelkovykh Podrazdeleniy v Gorode (Battle Procedure for Rifle Units in Cities) by Col. A.A. Bakal and Lt. Col. A.A. Sharipov. The book covers such subjects as attack and defense of cities, effects of attack on cities, and gives a survey of attack and defense tactics of non-communist armies. It was published by the Military Publishing House of the USSR Ministry of Defense, Moscow, in 1959. It utilizes drawings and photographs and contains 159 pages of text.

25X1

Att. No. 2 Teoriya Poleta i Pilotirovaniya Samoleta (Theory of Flight and Piloting of Aircraft) by A.A. Zhabrov. In conformity with the program of the aeroclubs on the theory of flight and piloting of both propeller-driven and jet aircraft, this book includes material on such subjects as characteristics of the atmosphere, aerodynamic forces, flight attitudes, and maneuvers. It was published by the DOSAAF Publishing House, Moscow, in 1959. It contains numerous drawings, tables, and graphs, and has 403 pages of text.

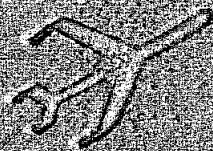
25X1

S-E-C-R-E-T

25X1

STATE	X	ARMY	X	NAVY	X	AIR	X	NSA	X	OCR	X	NEC	X		
(Note: Washington distribution indicated by "X"; Field distribution by "#").															

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT



А. А. ЖАБРОВСКИЙ
ТЕОРИЯ
ПОЛЕТА
И ПИЛОТИРОВАНИЯ
САМОЛЕТА

STAT

Page Denied

А. А. ЖАБРОВ



STAT

ТЕОРИЯ ПОЛЕТА И ПИЛОТИРОВАНИЯ САМОЛЕТА

ИЗДАТЕЛЬСТВО ДОСААФ
Москва — 1959

Настоящее пособие составлено в соответствии с программой аэроклубов по теории полета и пилотирования винтовых самолетов. В книге также кратко излагается теория полета и пилотирования реактивных истребителей. Автор учел критические замечания летно-педагогического состава аэроклубов, а также прессы по предыдущему изданию книги.

При написании пособия автор стремился сделать его доступным для самостоятельного изучения курсантами и молодыми пилотами. Автор также старался по возможности сжать и облегчить материал и, кроме того, уделил много внимания построению книги и методике изложения.

При написании пособия был использован материал книг по аэродинамике самолета В. С. Пышнова, И. В. Остославского, В. Ф. Болотникова, Б. Т. Горощенко, П. М. Ширманова, по экспериментальной аэродинамике — Б. Н. Юрева, Н. А. Закса, А. К. Мартынова, по аэродинамике больших скоростей — Я. И. Левинсона, а также официальные издания по аэродинамике самолетов Як-18, Як-11 и МиГ-15бис и методические указания по пилотированию этих самолетов.

Издательство и автор просят читателей все критические замечания и пожелания направлять по адресу: Москва, Б-66, Ново-Рязанская ул., дом 26, Издательство ДОСААФ.

ВВЕДЕНИЕ

Теорию полета и пилотирования самолета рассматривает аэродинамика* — наука о законах движения воздуха и силах, возникающих при воздействии воздушного потока на тела. Аэродинамика разделяется на теоретическую, экспериментальную и прикладную.

Теоретическая аэродинамика, основываясь на законах физики, выводит основные законы движения воздуха и его воздействия на тела.

Экспериментальная аэродинамика изучает движение воздуха и его силовое действие на тела опытным путем (экспериментальным) при помощи специальных приборов в аэродинамических лабораториях или путем исследований непосредственно в полете. В последнем случае исследования называются летными испытаниями.

Необходимо отметить, что такое деление аэродинамики на теоретическую и экспериментальную является до некоторой степени условным вследствие тесной их взаимосвязи в современных научных исследованиях.

Прикладная аэродинамика, пользуясь данными теоретической и экспериментальной аэродинамики, разрабатывает теорию крыла, теорию воздушного винта, теорию полета самолета и других летательных аппаратов и создает методы их аэродинамического расчета, конструирования и летных испытаний. Прикладная аэродинамика детально объясняет поведение самолета во всех случаях движения и учит летчика, как надо управлять этой машиной.

В создании и развитии аэродинамики большую роль

* От греческих слов «аэр» — воздух и «динамис» — сила.

сыграли отечественные ученые. Основы этой науки были заложены в нашей стране работами М. В. Ломоносова и других выдающихся ученых.

Великий русский ученый академик М. В. Ломоносов (1711—1765) успешно разрабатывал кинетическую теорию газов и начал делать опыты в области, которую мы теперь называем аэродинамикой. Так, в феврале 1754 г. он доложил конференции Академии наук в Петербурге об изобретенной им летательной машине, о которой в протоколе конференции от 1 июля того же года было записано: «Высокопочтенный советник Ломоносов показал машину, названную аэродромической*, выдуманную им и имеющую назначением при помощи крыльев, приводимых в движение заведенной часовой пружиной, нажимать воздух (отбрасывать его вниз) и подниматься в верхние слои атмосферы для того, чтобы исследовать состояние верхнего воздуха метеорологическими приборами, прикрепленными к этой аэродромической машине». Таким образом, Ломоносов первый построил летательный аппарат тяжелее воздуха типа вертолета (геликоптера), который только в наше время получил широкое распространение.

В создании теоретической гидродинамики (науки о движении жидкостей) большая заслуга принадлежит современникам Ломоносова, тоже членам Петербургской Академии наук — Л. Эйлеру и Д. Бернулли. Эйлер разработал теорию обтекания тел так называемой «идеальной жидкостью», давшую много ценного как для теоретических исследований, так и для практических инженерных работ в области аэрогидродинамики. Бернулли сформулировал закон, устанавливающий зависимость между давлением и скоростью в струе жидкости. Выведенные этими учеными уравнения получили очень широкое применение в аэродинамике.

Интенсивное развитие аэродинамика получила в конце XIX и начале XX века, в особенности экспериментальная аэродинамика, без развития которой было бы немыслимо и развитие авиации.

В 1871 г. русский морской офицер М. А. Рыкачев, впоследствии академик, опубликовал статью под заглавием «Первые опыты над подъемной силой винта,

* Греческое слово «дром» означает бег; «аэродромическая» — воздухобежная.

вращаемого в воздухе». Эти опыты, предпринятые с целью получения исходных данных для расчета вертолета, блестяще подтвердили закон пропорциональности сопротивления воздуха квадрату скорости и характерной площади тела, сформулированный основоположником механики Ньютоном (1643—1727).

Вопросами сопротивления воздуха движущимся в нем телам с успехом занимался великий русский химик Д. И. Менделеев (1834—1907). Он опубликовал в 1880 г. свой замечательный для того времени труд «О сопротивлении жидкостей и воздухоплавании», в котором на основе опытов, проведенных в лаборатории Петербургского университета, был экспериментально подтвержден квадратичный закон сопротивления и пропорциональность силы сопротивления плотности среды при падении тел.

Капитан первого ранга А. Ф. Можайский (1825—1890) начал работать над проблемой летания в 1862 г. Проводя опыты с воздушными змеями, он изучил полет птиц и построил модель задуманного им самолета, которая успешно летала. Затем изобретатель разработал проект фюзеляжного самолета-моноплана с паровым двигателем и органами управления и в 1881 г. получил патент на свой проект. Самолет строился и испытывался в 1882—1885 гг. на военном поле недалеко от Петербурга. При одном из испытаний самолет оторвался от земли и немного пролетел над полем. Дальнейшие опыты были затруднены из-за недостатка средств, однако талантливый изобретатель не прекратил своих исканий.

Таким образом, А. Ф. Можайский осуществил полет на самолете на два десятилетия раньше американцев братьев Райт (первый полет их самолета состоялся в 1903 г.).

Аэродинамические опыты можно было широко развить только после создания специальных устройств для получения искусственного потока воздуха — аэродинамических труб. Первую в России аэродинамическую трубу построил в 1897 г. знаменитый русский изобретатель и ученый Константин Эдуардович Циолковский (1857—1935). Из большого числа научных работ Циолковского по аэродинамике особенно ценны статьи «К вопросу о летании посредством крыльев» (1891 г.) и «Аэроплан, или птицеподобная летательная машина» (1904 г.). В

последней статье ученый дал описание и чертежи самолета-моноплана, близкого по своим формам к современным самолетам. Особенно плодотворно К. Э. Циолковский работал в области реактивной техники, и ему принадлежат пророческие слова: «За эрой аэропланов: винтовых должна следовать эра аэропланов реактивных», блистательно оправдавшиеся в наше время. Своей работой «Исследование мировых пространств реактивными приборами» (1903 г.) Циолковский заложил основы теории реактивных летательных аппаратов. Он разработал фантастический для его времени проект создания искусственного спутника Земли, развитый впоследствии советскими учеными и впервые в мире блестяще осуществленный 4 октября и 3 ноября 1957 г., затем 15 мая 1958 г. и, наконец, 2 января 1959 г., когда советская космическая ракета стала первой искусственной планетой.

Самый плодотворный период в развитии аэродинамики в нашей стране связан с именем профессора Н. Е. Жуковского (1847—1921) — великого ученого, автора более 200 научных работ по механике, математике, астрономии, гидравлике, гидродинамике и аэродинамике. Особенно большие результаты дала деятельность Жуковского в области аэродинамики и ее технического приложения — авиации. Гениальный ученый и замечательный инженер, Н. Е. Жуковский сумел объединить тонкие теоретические исследования с научным экспериментом, что и привело его к поразительным достижениям в науке и технике.

Аэродинамическими опытами Н. Е. Жуковский занялся параллельно с теоретической работой еще в конце прошлого века, но особенно широкий размах эти опыты приобрели после того, как под руководством Жуковского в 1902 г. была построена в Московском университете аэродинамическая труба, а в 1904 г. создан в Кучино, под Москвой, первый в мире аэродинамический институт. Достигнутые в последующие годы успехи в развитии практической авиации требовали все большего расширения исследовательской работы. Поэтому в 1909 г. Жуковский построил в Московском университете новую, более совершенную аэродинамическую трубу и организовал аэродинамическую лабораторию при Московском высшем техническом училище.

Здесь вокруг Н. Е. Жуковского сплотилась большая группа талантливых учеников, многие из которых во главе с С. А. Чаплыгиным впоследствии стали крупнейшими советскими специалистами в авиационной науке и технике.

Н. Е. Жуковский блестяще решил ряд задач, связанных с теорией крыла и воздушного винта. В своем труде «О присоединенных вихрях» (1906 г.) Жуковский первый создал законченную теорию образования подъемной силы крыла и вывел теорему для вычисления ее величины. Эта теория легла в основу всех позднейших теорий о работе крыла самолета. В другом выдающемся труде «Вихревая теория гребного винта» (1912 г.) Н. Е. Жуковский решил и другую основную проблему авиации, создав теорию, позволившую найти рациональные формы и методы расчета воздушных винтов. Этот труд Жуковского составил эпоху в развитии теории воздушных винтов.

В разработке основных проблем аэродинамики большую роль сыграл и другой наш крупнейший ученый, сподвижник и ученик Жуковского, академик С. А. Чаплыгин (1869—1942). Еще в 1902 г. в своей работе «О газовых струях» он положил начало аэродинамике больших скоростей (газовой динамике). В своих работах «Теория решетчатого крыла» (1914 г.) и «Схематическая теория разрезного крыла» (1922 г.) Чаплыгин впервые предложил и теоретически обосновал механизированные крылья, которые позже получили широкое применение в авиации всех стран.

Большой вклад в развитие аэродинамики внесли и другие ученики Жуковского — академик Б. Н. Юрьев, профессор В. П. Ветчинкин, профессор Г. Х. Сабинин, академики А. И. Некрасов, В. В. Голубев, А. Н. Туполев.

Велика роль Н. Е. Жуковского в деле создания воздушной мощи нашей страны. Он явился создателем теории крыла, пользуясь которой конструкторы рассчитывают самолеты. Под его же руководством началась подготовка многочисленных кадров инженеров для наших институтов и авиапромышленности. По его идее, поддержанной Лениным, был создан в 1918 г. Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ), а затем Военно-воздушная инженерная академия (ВВИА), которые носят славное имя Н. Е. Жуковского.

Им же был создан Московский авиационный институт (МАИ).

Владимир Ильич Ленин высоко ценил заслуги Н. Е. Жуковского перед Родиной и назвал его отцом русской авиации. В историю нашей страны Н. Е. Жуковский вошел как один из самых замечательных деятелей русской науки и техники.

Великая Октябрьская социалистическая революция открыла новые широчайшие перспективы для развития нашей авиационной науки и техники. Кроме ЦАГИ, который вырос в один из крупнейших аэродинамических институтов мира, в нашей стране имеется уже весьма разветвленная сеть аэродинамических институтов и лабораторий. Созданы также специальные летно-испытательные учреждения, которые проводят испытания самолетов и других летательных аппаратов. Таким образом, имеется прочная база для развития аэродинамики.

Советское правительство уделяет большое внимание развитию авиации и создало исключительно благоприятные условия для работы наших ученых. На заботу о науке и людях науки советские ученые отвечают напряженным творческим трудом. Советские аэродинамики — академики С. А. Христианович, Н. Е. Кочин, М. В. Келдыш, профессора В. С. Пышнов, Н. Г. Четаев, Ф. И. Франкль, И. В. Остославский, Б. Т. Горощенко и многие другие — являются достойными продолжателями аэродинамической школы, созданной Н. Е. Жуковским.

Наша авиация является лучшей в мире. Имена авиаконструкторов А. Н. Туполева, С. В. Ильюшина, А. И. Микояна, В. М. Мясищева, А. С. Яковлева, О. К. Антонова, С. А. Лавочкина, П. О. Сухого известны всей стране и за ее пределами.

Советские аэродинамики и авиаконструкторы прилагают все усилия к тому, чтобы авиация, которая служит народу, строящему коммунизм, была самой передовой и самой мощной в мире.

Наш народ любит свою авиацию и гордится ее достижениями.

ЧАСТЬ ПЕРВАЯ

ТЕОРИЯ ПОЛЕТА И ПИЛОТИРОВАНИЯ ВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ

ГЛАВА I

ВОЗДУХ И ЕГО СВОЙСТВА

§ 1. АТМОСФЕРА ЗЕМЛИ

Атмосферой называется газообразная оболочка, окружающая земной шар. Газ, составляющий эту оболочку, мы называем воздухом.

Метеорологические наблюдения показывают, что высота воздушной оболочки Земли очень велика (свыше 2000 км). Переход от земной атмосферы к межпланетному пространству совершается очень плавно, и вследствие этого указать точно верхнюю границу атмосферы нельзя. Можно только отметить, что в пределах первых 20 км находится около 94% всей массы атмосферного воздуха.

Атмосфера разделяется на тропосферу, стратосферу и ионосферу.

Тропосферой называется нижний слой атмосферы, в котором наблюдается понижение температуры воздуха по мере подъема на высоту. Это объясняется тем, что нагрев воздуха происходит в основном от нагретой солнечными лучами земной поверхности. Поэтому по мере удаления от земли нагрев будет менее интенсивным. Падение температуры с подъемом на высоту приводит к перемешиванию воздушных масс: холодные верхние слои опускаются, а теплые нижние поднимаются. Вследствие интенсивного перемешивания воздуха в тропосфере дуют ветры, образуются облака, выпадают осадки и т. п. Состав воздуха в тропосфере по этой же причине практически постоянен.

Сухой воздух в тропосфере содержит (в объемных процентах):

азота	78,03
кислорода	20,99
аргона	0,94
углекислого газа	0,03
водорода	0,01
неона	0,0012
гелия	0,0004

По весу воздух состоит из 21 % кислорода и 79 % всех остальных газов.

Кроме указанных газов, в воздухе содержится водяной пар. Количество его является переменным и на малых высотах может достигать до 4 % веса воздуха. В нижних слоях атмосферы находится также множество примесей в виде мельчайших твердых частиц, носящих общее название пыли. Водяной пар и пыль уменьшают прозрачность воздуха, в результате чего уменьшается и видимость.

С подъемом на высоты, лежащие выше тропосферы, падение температуры практически прекращается и она остается постоянной, равной $-56^{\circ},5\text{C}$. Постоянство температуры в средних широтах (порядка 45°) начинается с высоты 11 км (на полюсе — 8 км, на экваторе — 17 км) и наблюдается в среднем до высоты 32 км. На высотах примерно от 30 до 55 км температура повышается до $+75^{\circ}\text{C}$, что объясняется увеличением количества озона в воздухе. Озон обладает способностью поглощать энергию солнечных лучей, и поэтому воздух нагревается. На высотах 55—80 км количество озона уменьшается и температура падает до -50°C .

Этот второй слой, лежащий непосредственно над тропосферой, называется стратосферой. Для стратосферы характерно почти полное отсутствие облаков и наличие сильных ветров, отличающихся постоянством скорости и направления.

За стратосферой следует ионосфера, в которой воздух сильно нагревается вследствие присутствия большого количества космической пыли.

Давление и плотность воздуха с увеличением высоты во всех трех слоях атмосферы уменьшаются.

§ 2. ТЕМПЕРАТУРА ВОЗДУХА. АБСОЛЮТНАЯ ТЕМПЕРАТУРА

В тропосфере на каждые 1000 м высоты температура падает примерно на $6^{\circ},5\text{C}$. Поэтому если известна температура воздуха у поверхности земли (в данном пункте), то нетрудно приблизительно определить температуру воздуха на любой высоте до 11 км над этим пунктом. Например, если температура у земли равна $+18^{\circ}$, то на высоте 4 км она равна:

$$t_n = 18 - 6,5 \cdot 4 = -8^{\circ},$$

или, в общем виде,

$$t_n = t_0 - 6,5H.$$

Абсолютная температура. Температура воздуха измеряется в градусах Цельсия. За нулевую температуру принимают температуру таящего льда (нуль на шкале Цельсия) или температуру -273°C , которую считают абсолютным нулем, поскольку при такой температуре тепловое движение молекул прекращается. Температура, отсчитываемая от абсолютного нуля, называется абсолютной температурой (обозначается буквой T).

Если известна температура воздуха t° по шкале Цельсия, то абсолютную температуру можно найти из равенства:

$$T^{\circ} = 273^{\circ} + t^{\circ},$$

в которое температура t° подставляется со своим знаком (плюс или минус). Например, при $t = -15^{\circ}$

$$T^{\circ} = 273^{\circ} + (-15^{\circ}) = 258^{\circ}.$$

§ 3. ДАВЛЕНИЕ ВОЗДУХА УМЕНЬШЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ С ВЫСОТОЙ

Всякое тело, находящееся в воздухе, испытывает со стороны последнего давление, причем сила давления всегда направлена перпендикулярно к каждой элементарной площади поверхности тела. Атмосферное давление объясняется тем, что воздух, подобно всем другим веществам, обладает весомостью, т. е. притягивается Землей. Атмосферное давление можно измерить барометром (от греческого слова «барос» — тяжесть и

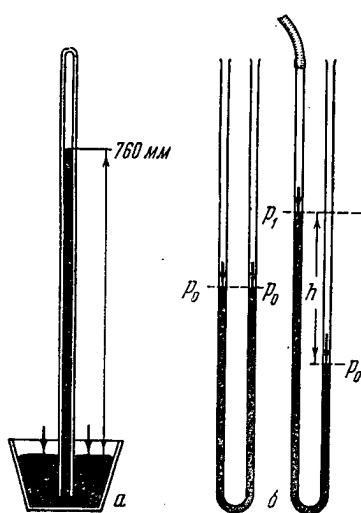


Рис. 1. а — простейший ртутный барометр; б — простейший манометр

«метрон» — мера). Принцип действия его состоит в том, что давление воздуха уравновешивается весом столба ртути в трубке (рис. 1, а). При этом диаметр трубки не играет роли, так как с увеличением диаметра ртутного столба соответственно увеличивается и сила давления воздуха на ртуть в трубке.

При уменьшении атмосферного давления высота столба ртути уменьшается, при увеличении — увеличивается (над поверхностью ртути в трубке — безвоздушное пространство). Измеряя высоту столба ртути, можем измерять и величину атмосферного давления. На

уровне моря высота столба ртути в зависимости от температуры и влажности воздуха колеблется от 700 до 800 мм и в среднем равна 760 мм. Такое давление принято считать стандартным, или нормальным. Атмосферное давление, измеренное в миллиметрах ртутного столба (барометрическое давление), принято обозначать буквой B , а на уровне моря — B_0 .

Давление воздуха можно измерять и силой, приходящейся на единицу площади, т. е. в килограммах на квадратный метр ($кг/м^2$). В этом случае давление воздуха принято обозначать буквой p , а на уровне моря — p_0 .

Давление 760 мм рт. ст. равнозначно (эквивалентно) давлению $10\,336\,кг/м^2$. Если разделить второе число на первое, то получится, что давление в 1 мм рт. ст. эквивалентно давлению $13,6\,кг/м^2$.

При аэродинамических исследованиях часто приходится измерять разность давлений. Для этого служит манометр. Простейший жидкостный манометр (рис. 1, б) представляет собой изогнутую открытую трубку, частично наполненную жидкостью, например

ртутью. На поверхность ртути в обоих коленах трубки действует атмосферное давление (обозначим его p_0), поэтому ртуть в обоих коленах стоит на одном уровне. Если же одно колено трубки, например левое, соединить с пространством, в котором давление p_1 меньше атмосферного, то уровень ртути в левом колене повысится, так как на поверхность ртути в правом колене воздух давит сильнее, чем в левом. Разность уровней h и покажет разность давлений в мм рт. ст.

$$h = p_0 - p_1.$$

Манометр позволяет определить не только разность давлений, но и неизвестное давление p_1 , так как из написанного выше равенства следует, что $p_1 = p_0 - h$ (атмосферное давление всегда можно взять по показанию барометра).

Для определения очень малых разностей давлений применяют более чувствительный манометр, который называется микроманометром. Он отличается от манометра тем, что наполнен более легкой жидкостью, чем ртуть, например водой. Вода легче ртути в 13,6 раза; следовательно, давление 1 мм водяного столба эквивалентно только 1 кг/м².

Уменьшение давления с высотой. Атмосферное давление на одной и той же высоте может изменяться в зависимости от температуры и влажности воздуха. Однако эти изменения в общем незначительны в сравнении с изменением давления при подъеме на высоту.

При подъеме на высоту атмосферное давление падает. Причиной этого является весомость воздуха. Чем ниже находится слой воздуха, тем более он сжат вышележащими слоями, тем больше и атмосферное давление. На высоте 5000 м давление почти в два раза меньше, чем на уровне моря.

§ 4. ПЛОТНОСТЬ ВОЗДУХА. ЗАВИСИМОСТЬ ПЛОТНОСТИ ОТ ДАВЛЕНИЯ И ТЕМПЕРАТУРЫ

Очень важным физическим свойством воздуха является его плотность. Различают весовую плотность и массовую плотность воздуха. Разница между ними ста-

нет ясной, если вспомнить, что такое вес и масса тела и какими единицами они измеряются.

Вес тела есть сила, с которой данное тело притягивается Землей.

Масса тела есть количество вещества, заключенное в данном теле.

Масса тела — величина постоянная, тогда как вес меняется.

Вес зависит от географической широты; вследствие сжатия Земли у полюсов и силы инерции, возникающей благодаря вращению Земли, он примерно на 5% больше на полюсах, чем на экваторе.

Однако между массой и весом есть определенная зависимость.

За единицу массы принята масса гири из иридий-платины, хранящейся в Международной палате мер и весов в Париже. Эта единица названа килограмм-массой. Сила же, с которой килограмм-масса притягивается Землей (на широте Парижа и на уровне моря), называется килограмм-весом. Эта сила и принята за единицу силы.

Итак, важным свойством массы является ее весомость. Другим еще более важным свойством массы является ее инертность.

Масса обладает способностью «сопротивляться» действию силы. При одной и той же силе сообщаемое телу ускорение будет тем меньше, чем больше масса тела. Поэтому можно сказать, что масса есть «мера инерции» тела. Это дает возможность измерять массу так называемой технической единицей массы. Найти ее нетрудно, поскольку из второго закона Ньютона следует, что масса тела равна силе, деленной на сообщаемое ей ускорение, т. е.

$$m = \frac{F}{j} \frac{\text{кг}}{\text{м/сек}^2} = \frac{F}{j} \frac{\text{кг сек}^2}{\text{м}}$$

Эта размерность и есть, следовательно, техническая единица массы.

Обратимся теперь к весовой и массовой плотности воздуха.

Весовой плотностью воздуха называется вес воздуха в объеме 1 м³. И если некоторый объем воздуха обозначить буквой W, а вес воздуха в этом объеме бук-

вой G , то весовая плотность воздуха (обозначается греческой буквой γ — гамма*) будет:

$$\gamma = \frac{G}{V} \text{ (кг/м}^3\text{)}.$$

Установлено, что 1 м³ сухого чистого воздуха при барометрическом давлении 760 мм рт. ст. и температуре 15°C весит 1,225 кг. При этих атмосферных условиях весовая плотность воздуха на уровне моря будет:

$$\gamma = 1,225 \text{ кг/м}^3.$$

В аэродинамике чаще пользуются не весовой, а массовой плотностью воздуха.

Массовой плотностью воздуха называется масса воздуха в объеме 1 м³, выраженная в технических единицах массы. Но подобно тому как между весом и массой есть определенная связь, так и между весовой плотностью и массовой плотностью воздуха есть тоже определенная связь. По второму закону Ньютона масса тела равна его весу, деленному на ускорение силы тяжести:

$$m = \frac{G}{g}.$$

Если в эту формулу вместо массы m подставить массу 1 м³ воздуха, т. е. его массовую плотность (обозначается греческой буквой ρ — ро*), а вместо веса G вес 1 м³ воздуха (его весовую плотность), то получим:

$$\rho = \frac{\gamma}{g} \text{ (кг сек}^2\text{/м}^4\text{)},$$

т. е. массовая плотность воздуха равна его весовой плотности, деленной на ускорение силы тяжести.

Теперь по формуле, приведенной выше, найдем величину массовой плотности воздуха на уровне моря при стандартных атмосферных условиях:

$$\rho = \frac{1,225 \text{ кг/м}^3}{9,8 \text{ м сек}^2} = 0,125,$$

или

$$\frac{1}{8} \frac{\frac{\text{кг сек}^2}{\text{м}}}{\text{м}^3}.$$

* По техническим причинам греческие буквы «гамма» и «ро» обозначаются двояко: «гамма» — γ и γ , «ро» — ρ и ρ .

Зависимость плотности от давления и температуры.
Зависимость плотности воздуха от давления и температуры может быть получена из основных законов Бойля—Мариотта и Гей-Люссака. По закону Бойля—Мариотта плотность воздуха будет тем больше, чем больше давление, а по закону Гей-Люссака плотность воздуха будет тем больше, чем меньше его абсолютная температура. Объединяя оба закона, рассматривают, что произойдет с плотностью воздуха, когда меняются и температура, и давление. Для такого случая получают следующую формулу для определения массовой плотности воздуха:

$$\rho = \rho_0 \frac{B}{B_0} \cdot \frac{T_0}{T} \text{ (кг сек}^2\text{/м}^4\text{)},$$

где ρ_0 — массовая плотность воздуха на уровне моря при стандартных условиях, т. е. $\rho_0 = 0,125$, или $1/8 \text{ кг сек}^2\text{/м}^4$;

B_0 — стандартное барометрическое давление на уровне моря, т. е. $B_0 = 760 \text{ мм рт. ст.}$;

T_0 — абсолютная температура на уровне моря, соответствующая стандартным условиям, т. е. $T_0 = 273^\circ + 15^\circ = 288^\circ$;

B и T — давление и температура в условиях, отличающихся от стандартных ($T = 273 + t$).

Подставив в формулу указанные значения входящих в нее величин, получим:

$$\rho = 0,0473 \frac{B}{273 + t} \text{ (кг сек}^2\text{/м}^4\text{)}.$$

Если известны барометрическое давление B и температура t на заданной высоте, то массовую плотность воздуха, пользуясь этой формулой, определить нетрудно.

Задача. Определить массовую плотность воздуха на уровне моря, если барометрическое давление $B = 770 \text{ мм рт. ст.}$ и $t = -23^\circ$.

Решение.

$$\rho = 0,0473 \frac{770}{273 + (-23)} = \frac{0,0473 \cdot 770}{250} = 0,144 \text{ кг сек}^2\text{/м}^4.$$

Плотность воздуха в нашем примере получилась значительно большей, чем при стандартных условиях. Причина этого в том, что мы взяли более высокое давление и низкую (зимнюю) температуру.

Задача. Определить массовую плотность воздуха на уровне моря, если барометрическое давление $B = 720$ мм рт. ст. и $t = +17^\circ$.

Решение.

$$\rho = 0,0473 \frac{720}{273 + 17} = 0,117 \text{ кг сек}^2/\text{м}^4.$$

В этом примере плотность получилась меньше стандартной из-за низкого давления (характерного для плохой погоды) и летней температуры.

Таким образом, чем больше атмосферное давление и ниже температура, тем больше плотность воздуха. Поэтому наибольшую плотность воздух имеет зимой в сухую морозную погоду, а наименьшую — летом в теплую погоду. Следует заметить, что при одних и тех же условиях влажный воздух менее плотен, чем сухой. Поэтому иногда учитывают и влажность, вводя соответствующие поправки в расчеты.

С высотой давление падает, поэтому должна соответственно уменьшаться и плотность воздуха. Но с высотой также понижается и температура (в тропосфере) и это немного задерживает уменьшение плотности. В тех слоях стратосферы, где температура остается постоянной (примерно с высоты 11 км до высоты 32 км), плотность воздуха уменьшается пропорционально давлению.

§ 5. СТАНДАРТНАЯ АТМОСФЕРА

Так как плотность воздуха зависит от давления и температуры, а летные испытания самолетов проводятся в различных климатических условиях, то условно принято считать, что для средних широт (около 45°) давление и температура остаются на уровне моря неизменными, а именно: $B_0 = 760$ мм рт. ст. и $t_0 = 15^\circ\text{C}$.

“ При этих условиях, как было показано выше, весовая и массовая плотности воздуха имеют на уровне моря тоже вполне определенные значения, а именно: весовая плотность $\gamma = 1,225 \text{ кг/м}^3$ и массовая плотность $\rho = 0,125 \text{ кг сек}^2/\text{м}^4$.

Ввиду того что с высотой плотность воздуха не везде и не всегда изменяется одинаково, были приняты условные законы изменения давления и температуры с высо-

той (на основе среднегодовых изменений их в Европе).
Такую атмосферу называют стандартной атмосферой.

ТАБЛИЦА СТАНДАРТНОЙ АТМОСФЕРЫ ДО ВЫСОТЫ 15 000 м

Высота H , м	Давление B , мм рт. ст.	Температура t , °C	Весовая плотность γ , кг/м ³	Массовая плотность ρ , кг сек ² /м ⁴
0	760	15	1,225	0,125
500	716	11,8	1,166	0,119
1000	674	8,5	1,112	0,113
1500	634	5,3	1,058	0,108
2000	596	2,0	1,007	0,103
2500	560	-1,3	0,957	0,096
3000	526	-4,5	0,909	0,093
3500	493	-7,8	0,863	0,088
4000	462	-11,0	0,819	0,084
4500	433	-14,3	0,777	0,079
5000	405	-17,5	0,736	0,075
5500	379	-20,8	0,695	0,071
6000	354	-24,0	0,660	0,067
6500	330	-27,3	0,624	0,064
7000	308	-30,5	0,589	0,060
7500	287	-33,8	0,556	0,057
8000	267	-37,0	0,525	0,054
8500	248	-40,3	0,495	0,051
9000	230	-43,5	0,466	0,048
9500	214	-46,8	0,439	0,045
10 000	198	-50,0	0,412	0,042
11 000	169	-56,5	0,364	0,037
12 000	145	-56,5	0,310	0,032
13 000	124	-56,5	0,265	0,027
14 000	106	-56,5	0,226	0,023
15 000	90	-56,5	0,193	0,020

Если во время полета на некоторой высоте измерить давление и температуру воздуха и определить его плотность, то, как правило, она будет отличаться от стандартной. Для ясности решим задачу.

Задача. Во время полета на высоте 3000 м давление и температура оказались следующими: $B = 500$ мм рт. ст., $t = 0^\circ \text{C}$. Определить плотность воздуха и найти, какой высоте она соответствует в стандартной атмосфере.

Решение. По формуле, приведенной в § 4, определяем массовую плотность воздуха:

$$\rho = 0,0473 \frac{500}{273 + 0} = 0,087 \text{ кг сек}^2/\text{м}^4.$$

По таблице стандартной атмосферы находим, что такой плотности соответствует высота 3500 м. Таким образом, в нашем примере высота 3500 м по стандартной атмосфере эквивалентна (равнозначна) фактической высоте 3000 м.

Высоту по стандартной атмосфере, эквивалентную фактической высоте, называют эквивалентной высотой. Эквивалентная высота может быть больше или меньше фактической и в редких случаях — равна ей.

Под высотой полета мы в дальнейшем будем понимать высоту, соответствующую плотности воздуха по стандартной атмосфере.

§ 6. ВЯЗКОСТЬ ВОЗДУХА

Вязкостью называется внутреннее трение, возникающее между отдельными слоями жидкости или газа при их движении относительно друг друга с разными скоростями.

Молекулы жидкости или газа обладают определенной скоростью беспорядочного движения, зависящей только от их температуры. Благодаря такому движению молекул происходит перемешивание слоев текущей жидкости или газа. При этом молекулы, кроме своего беспорядочного (теплого) движения, имеют еще добавочную скорость общего поступательного движения в данном слое. Поэтому, попадая из быстрого слоя в медленный, быстрые молекулы ускоряют движение медленных; наоборот, медленные молекулы, попадая в слой с большой скоростью, притормаживают движение быстрых.

Вязкость так называемой идеальной жидкости (идеального газа) равна нулю. Все же реальные жидкости и газы обладают вязкостью. Различают лишь вещества, менее или более вязкие, в зависимости от величины сил внутреннего трения. Наличием вязкости воздуха определяется сопротивление трения, возникающее при движении тел в воздушном потоке.

§ 7. СЖИМАЕМОСТЬ ВОЗДУХА

Сжимаемость есть свойство газов изменять свою плотность при изменении давления. Это свойство воздуха оказывает большое влияние на аэродинамические характеристики самолета и на его летные данные.

В первой четверти нашего века аэродинамики рассматривали воздух как несжимаемую жидкость. Это значительно упрощало расчет летных показателей самолета. Пренебрегать сжимаемостью воздуха позволяло то, что в те времена были достигнуты лишь малые скорости полета, при которых существенного изменения давлений при обтекании самолета не происходило. С увеличением скорости полета изменение давлений возрастает и пренебрегать сжимаемостью воздуха нельзя. На больших скоростях, близких к скорости распространения звука и превышающих ее, сжимаемость воздуха уже сильно влияет на аэродинамику самолета.

О влиянии сжимаемости воздуха при больших скоростях полета речь будет идти во второй части книги.

ГЛАВА II

ОСНОВНЫЕ ЗАКОНЫ ТЕЧЕНИЯ ВОЗДУХА

§ 8. ВОЗДУШНЫЙ ПОТОК И ПРИНЦИП ОБРАТИМОСТИ. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ТРУБА. УСТАНОВИВШИЙСЯ ПОТОК

Течение некоторой массы воздуха, как и жидкости, называют потоком.

Обдувает ли движущийся воздух неподвижное тело или, наоборот, тело движется в неподвижном воздухе, силовое воздействие воздуха на тело одинаково.

Поэтому явления, возникающие при движении тела в воздухе, можно изучать двумя способами: или двигая тело в воздухе, или же обдувая воздухом неподвижное тело.

В современной аэродинамике чаще, вместо того чтобы двигать тело и определять действующие на него воздушные силы, исследуют силы, действующие на неподвижное тело при набегании на него потока со скоростью, равной той скорости, с которой должно двигаться тело. Например, летящий самолет, скорость которого относительно воздуха V м/сек (рис. 2,а), как бы остано-

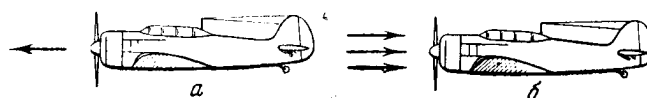


Рис. 2. Принцип обратимости в аэродинамике

ливают в воздухе и заставляют набегать на него поток воздуха с той же скоростью V , но обратно направленной (рис. 2,б). Это так называемый принцип обратимости в аэродинамике.

Принцип обратимости часто бывает более удобным при теоретических рассуждениях и постоянно применяется при опытах в аэродинамических трубах.

Аэродинамическая труба. Аэродинамической трубой называется сооружение, которое позволяет создавать искусственный поток воздуха. Простейшая схема аэродинамической трубы изображена на рис. 3.

Оба конца трубы открыты. В одном из них установлен вентилятор 5, вращаемый электродвигателем 6. При вращении вентилятора воздух засасывается в трубу через коллектор 1 и через спрямляющую решетку 2 попадает в так называемую рабочую часть 3, в которой помещают испытуемое тело (например, модель крыла или самолета), а далее через диффузор 4 выбрасывается наружу.

Назначение спрямляющей решетки—выпрямлять поток, чтобы в рабочей части трубы он двигался без закрутки. В рабочей части (наиболее узкой) скорость потока получается максимальной, в диффузоре же вслед-

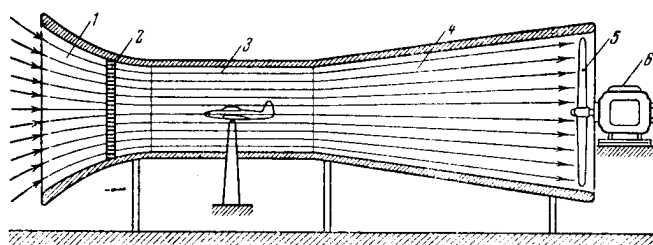


Рис. 3. Простейшая схема аэродинамической трубы:
1 — коллектор; 2 — спрямляющая решетка; 3 — рабочая часть
трубы; 4 — диффузор; 5 — вентилятор; 6 — электромотор

ствие расширения потока скорость его постепенно падает.

Помещая в рабочей части трубы испытуемое тело, можно с помощью специальных так называемых аэродинамических весов замерять возникающие аэродинамические силы. Такое испытание тела называется продувкой.

В настоящее время существуют аэродинамические трубы разнообразных конструкций и размеров. Одни из них рассчитаны для испытания небольших моделей самолетов и других летательных машин и их деталей, другие позволяют испытывать самолеты в натуральную величину. В зависимости от типа и назначения аэродинамической трубы скорость воздушного потока колеблется в широких пределах и в специальных трубах больших скоростей может намного превышать скорость звука.

В аэродинамической трубе при равномерном вращении вентилятора создается установившееся течение воздуха.

Установившийся поток. Установившимся потоком называется такое течение воздуха, при котором скорость частиц воздуха в любой точке потока не меняется с течением времени (хотя в разных точках потока скорость воздуха может быть и различной). Если же скорость воздуха в данной точке потока меняется, поток называется неустановившимся.

При установившемся течении все частицы, проходящие через какую-нибудь точку *A* (рис. 4, *a*), будут дви-

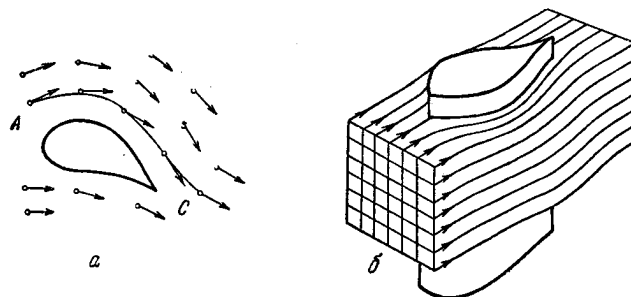


Рис. 4. Установившийся поток воздуха:
a — линии тока; *b* — разделение потока на отдельные струйки при помощи линий тока

гаться — течь — по одной и той же линии. Эта линия (АС) называется линией тока. И если какие-нибудь частицы «отметить» путем окраски и затем фотографировать течение, то полученная картина позволит судить о направлении движения воздуха. На такой фотографии ясно видны линии тока.

Таким образом, установившийся поток можно мысленно разделить на отдельные струйки. Для этого можно представить, что перед телом поставлена сетка (рис. 4,б), разделяющая поток на отдельные струйки с очень малым сечением.

§ 9. ЛАМИНАРНОЕ И ТУРБУЛЕНТНОЕ ТЕЧЕНИЯ ВОЗДУХА. ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ

При обтекании тел с гладкой поверхностью до определенной скорости частицы жидкости движутся только вдоль оси аэродинамической трубы; такое течение называется ламинарным, т. е. слоистым. При возрастании скорости сверх определенной величины частицы жидкости, кроме поступательной скорости, приобретают еще быстро меняющиеся скорости, перпендикулярные к оси трубы; такое течение называется турбулентным, т. е. вихревым, беспорядочным.

При обтекании тел с шероховатой поверхностью характерным является турбулентное течение.

Пограничный слой. Допустим, что воздух является идеальным газом, т. е. не обладает вязкостью. В таком случае при обтекании тела воздухом скорость частиц воздуха около тела была бы такой же, как и скорость потока вдали от тела (рис. 5,а). Но совсем иная картина получается в действительности.

Когда воздух обтекает тело, то частички, прилегающие непосредственно к телу, не скользят по его поверхности, а затормаживаются. Скорость воздуха непосредственно около тела равна нулю. По мере удаления от поверхности тела скорость воздуха постепенно увеличивается и лишь на некотором расстоянии от тела становится равной скорости потока вдали от тела (рис. 5,б). Этот поверхностный слой, в котором скорость воздуха заторможена силами внутреннего трения, называется пограничным слоем. Пограничный слой как бы состоит из ряда тончайших слоев, из которых каждый

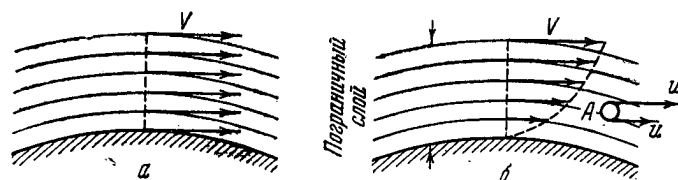


Рис. 5. Образование пограничного слоя: а — обтекание тела идеальным газом; б — обтекание тела воздухом — торможение потока в пограничном слое

находится под действием двух соседних: один тормозит его движение, а другой ускоряет.

Если движется не воздух, а тело в воздухе (например, самолет), то в пограничном слое воздух приобретает скорость по направлению движения тела, увеличивающуюся с приближением к поверхности тела до скорости последнего (тело увлекает за собой некоторую массу воздуха).

На преодоление сил внутреннего трения в пограничном слое тратится некоторая доля энергии потока, а если движется тело, то доля энергии движения тела (у самолета — доля энергии его двигателя).

В пограничном слое характер движения частиц воздуха отличается от характера их движения вне этого слоя. В этом можно убедиться, если рассмотреть какой-нибудь элемент А пограничного слоя (рис. 5, б). Вследствие разности скоростей u и u_1 элемент приходит во вращательное движение, которое будет тем интенсивнее, чем ближе находится элемент к поверхности тела. С удалением от поверхности разность скоростей постепенно исчезает и, следовательно, вращательное движение частиц затухает.

В пограничном слое наблюдаются ламинарное и турбулентное течения.

Если ничем не завихренный поток набегаёт, например, на плоскую пластинку с небольшой скоростью (рис. 6, а), то в пограничном слое воздух сначала течёт в виде несмешивающихся слоёв. Такой пограничный слой называют ламинарным. Но в большинстве случаев, вследствие большой скорости потока, строение пограничного слоя получается иным. Ламинарное течение наблюдается только у передней части тела, а затем про-



Рис. 6. Ламинарное и турбулентное течения: *а* — схема ламинарного пограничного слоя при обтекании плоской пластинки; *б* — схема перехода ламинарного течения в турбулентное при большой скорости потока

исходит переход от ламинарного течения к турбулентному (рис. 6,б). Последнее же характерно интенсивным перемешиванием частиц воздуха в направлении, перпендикулярном направлению движения, что сопровождается заполнением потока беспорядочными мелкими вихрями.

Если тело имеет обтекаемую форму и поверхность его хорошо отполирована, то переход от ламинарного течения к турбулентному происходит ближе к задней части тела. При менее обтекаемой форме и шероховатой поверхности этот переход происходит в передней части тела, в результате чего турбулентное течение в пограничном слое является преобладающим.

§ 10. УРАВНЕНИЕ НЕРАЗРЫВНОСТИ

Уравнение неразрывности течения жидкости или газа и уравнение Бернулли (о котором речь идет дальше) выражают собой два важнейших закона аэрогидродинамики. Они вытекают из основных законов естествознания: сохранения массы и энергии. Рассмотрим уравнение неразрывности на примере движения воды по трубке (пренебрегая трением воды о стенки трубки). Мы вправе это сделать, так как движение газов подчиняется в основном тем же законам, что и движение жидкостей, если не учитывать влияния сжимаемости.

На рис. 7,а изображен резервуар, из которого вода может вытекать через трубку переменного сечения. Если открыть краны так, чтобы количество вытекающей из резервуара воды было равно количеству втекающей в него воды, то уровень воды в резервуаре останется постоянным, а течение воды по трубке будет установившимся. При установившемся течении не может происходить ни накопления воды, ни ее убывания в каком-либо отрез-

ке трубки, так как при этом менялись бы давление, плотность и скорость жидкости, находящейся в данном отрезке трубки (и мог бы образоваться разрыв течения). Следовательно, через любые сечения трубки, например 1 и 2, протекают в секунду одинаковые массы воды. И если обозначить эти массы воды через m_1 и m_2 , то

$$m_1 = m_2.$$

Это означает, что секундный расход жидкости, протекающей через разные сечения, постоянен по всей длине трубки.

$$m_1 = m_2 = \text{const}$$

(const — сокращенное латинское слово constans, которым принято обозначать постоянные величины).

Написанное равенство может быть выражено иначе.

На рис. 7,б изображена струйка жидкости переменного сечения и на ней обозначены: цифрами 1 и 2 — два разных сечения, буквами F_1 и F_2 — площади этих сечений, V_1 и V_2 — скорости жидкости при прохождении через эти сечения, ρ_1 и ρ_2 — плотности жидкости. Пользуясь этими обозначениями, выразим массовый расход струйки через объем и плотность.

Объем жидкости, протекающей в секунду через сечение струйки, равен произведению площади F сечения на скорость V в этом сечении; умножив секундный объем на массовую плотность ρ , получим секундный рас-

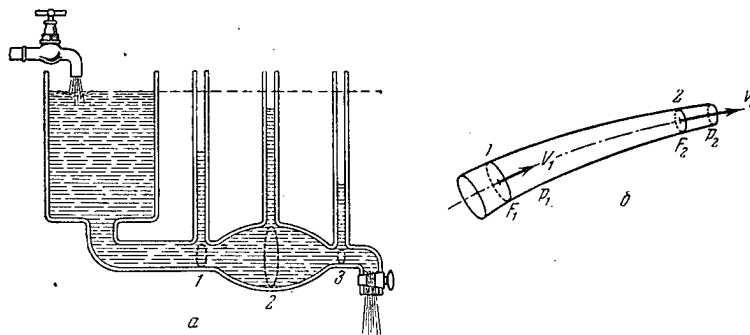


Рис. 7. К пояснению закона неразрывности течения жидкости и закона Бернулли: а — прибор для иллюстрации этих законов; б — струйка и секундный расход жидкости

ход жидкости. Таким образом, написанное выше равенство принимает вид:

$$\rho_1 F_1 V_1 = \rho_2 F_2 V_2.$$

Это выражение и называется уравнением неразрывности течения жидкости.

Если жидкость несжимаемая, то плотность ее не изменяется и следовательно

$$F_1 V_1 = F_2 V_2.$$

В таком виде уравнение неразрывности справедливо для воздуха только при сравнительно небольших скоростях движения (примерно до 300 км/час). При больших же скоростях вследствие сжимаемости воздуха, т. е. значительного изменения его плотности, объемный расход уже не будет постоянен.

Итак, через различные сечения струйки в секунду проходит одинаковый объем жидкости. Это означает, что через эти сечения жидкость течет с разными скоростями, и чем меньше сечение, тем больше скорость жидкости. В этом легко убедиться, так как последнее уравнение позволяет написать:

$$\frac{F_1}{F_2} = \frac{V_2}{V_1},$$

т. е. скорость жидкости обратно пропорциональна площади поперечного сечения струйки.

В таком виде уравнение объясняет, почему в самой узкой (рабочей) части аэродинамической трубы (см. рис. 3), где струйки сжаты (линии тока всего гуще), скорость потока получается максимальной, а в диффузоре, где струйки расширяются (линии тока расходятся), скорость постепенно падает.

§ 11. СТАТИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ В ПОТОКЕ И СКОРОСТНОЙ НАПОР

Всякое тело, погруженное в воздух (или жидкость), испытывает со стороны последнего давление, которое называется статическим. Статическое давление имеет место как в случае, когда воздух неподвижен относительно тела, так и в том случае, когда он находится в относительном движении. Но во втором случае, кроме статического давления, имеет место еще динамическое.

ское давление, или, как его чаще называют, скоростной напор.

Статическое давление в потоке (в струе) вполне аналогично давлению покоящейся жидкости или газа. Например, находится ли вода в трубе прибора (рис. 7,а) в состоянии покоя или течет по ней — в обоих случаях стенки трубы будут испытывать давление воды, хотя во втором случае оно будет несколько меньше за счет появления скоростного напора — его мы сразу почувствуем, если подставим ладонь под открытый кран прибора.

Давление воздуха есть результат того, что воздух сжат. Сжатый газ способен производить работу, причем запас работы, т. е. потенциальная энергия газа, пропорционален его давлению. Следовательно, всякая масса воздуха обладает потенциальной энергией, которая пропорциональна статическому давлению.

Когда воздух находится в движении, то часть его потенциальной энергии переходит в кинетическую, которая и проявляется в скоростном напоре (например, при действии ветра на тела). Кинетическая энергия некоторой массы m , как известно, выражается так:

$$E_{\text{кин}} = \frac{mV^2}{2} \quad (\text{кгм}).$$

Заменив в этой формуле массу m массовой плотностью воздуха ρ , получим следующую формулу для оценки скоростного напора, обозначаемого буквой q :

$$q = \frac{\rho V^2}{2} \quad (\text{кг/м}^2).$$

Скоростной напор, как и статическое давление, выражается в кг/м^2 .

§ 12. УРАВНЕНИЕ БЕРНУЛЛИ

Второй важнейший закон аэрогидродинамики, сформулированный Д. Бернулли, устанавливает связь между статическим давлением в струе и скоростным напором. Проследим сначала эту связь на опыте. Для этого опять воспользуемся прибором, изображенным на рис. 7,а.

Вы видите, что в стенку трубы переменного сечения включены вертикальные трубки — они играют роль манометров. Когда краны закрыты и вода не течет по трубе, вода в манометрах стоит на том же уровне, что и

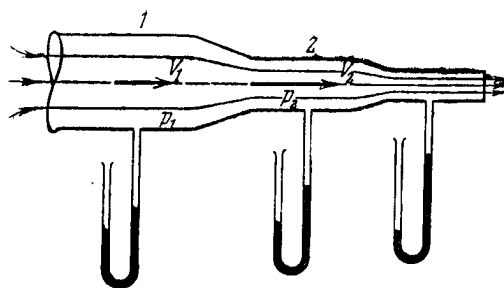


Рис. 8. При сужении струи воздуха скорость его увеличивается, а давление (статическое) уменьшается

в резервуаре (как в сообщающихся сосудах). Но как только откроем краны и вода потечет по трубе, уровень воды в манометрах понизится. Это уже говорит о том, что давление воды на стенки трубы в струе меньше, чем в покоящейся жидкости. Уровень воды понизится больше всего в том манометре, который присоединен к самому узкому сечению трубы, и меньше всего в том, который присоединен к наиболее широкому сечению. А это показывает, что *при сужении струи, т. е. при увеличении скорости жидкости, статическое давление уменьшается.*

То же самое явление можно наблюдать и при течении воздуха по трубке переменного сечения (рис. 8). Манометры и здесь покажут, что давление падает при сужении струи, т. е. при увеличении скорости воздуха.

Какова же причина этого явления?

Когда воздух движется по трубке (без трения), он не производит никакой работы, и поэтому общий запас энергии остается постоянным. Но, как известно, всегда возможен переход потенциальной энергии в кинетическую и наоборот. Это и имеет место в данном случае.

Когда скорость струи в узком сечении увеличивается, то увеличиваются скоростной напор и кинетическая энергия в этом месте.

Полная энергия струи — потенциальная плюс кинетическая, — если отсутствуют потери, остается неизменной во всех сечениях трубки. Это означает, что сумма статического давления и скоростного напора постоянна по всей длине трубки. И если обозначить в произвольном сечении 1 статическое давление через p_1 и скорость воз-

духа через V_1 , а в сечении 2 — через p_2 и V_2 , то можно написать:

$$p_1 + \frac{\rho V_1^2}{2} = p_2 + \frac{\rho V_2^2}{2},$$

или, поскольку выбор сечения совершенно произволен, проще:

$$p + \frac{\rho V^2}{2} = \text{const.}$$

Такой вид уравнения является самым простым математическим выражением закона Д. Бернулли и читается так: *сумма статического давления и скоростного напора для любого сечения струи есть величина постоянная*. Эта сумма называется полным давлением, или полным напором.

В приведенном виде уравнение Бернулли относится к самому простому случаю (горизонтальная струя, отсутствие потерь и т. д.) и полностью справедливо только для идеальной (невязкой) и несжимаемой жидкости. Для учета же вязкости и сжимаемости воздуха вносятся соответствующие поправки.

В справедливости закона Бернулли можно убедиться на следующем простом опыте.

Возьмите два листа писчей бумаги и, держа их отвесно и параллельно друг другу, дуйте в промежуток между ними. Казалось бы, что листы должны разойтись, произойдет же как раз обратное — листы сблизятся. Дело в том, что с внешних сторон листов давление атмосферное, в промежутке же между листами давление вследствие наличия скоростного напора будет меньше атмосферного; под действием разности давлений листы и сблизятся.

§ 13. ИЗМЕРЕНИЕ СКОРОСТИ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА. УКАЗАТЕЛЬ СКОРОСТИ САМОЛЕТА

Измерение скорости воздушного потока основано на измерении скоростного напора. Поэтому прибор для измерения скорости представляет собой комбинацию приемника воздушного давления и манометра.

Приемник воздушного давления выполняется обычно в виде трубки, которая позволяет измерить разность между полным и статическим давлениями, т. е.

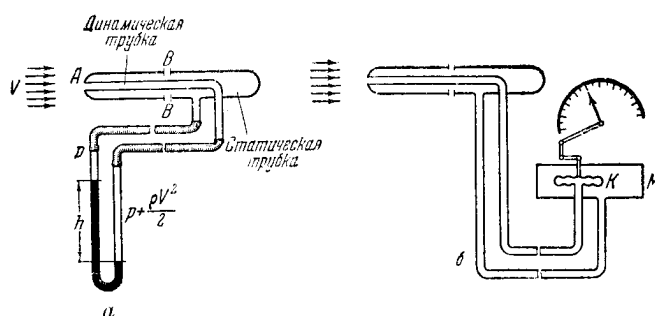


Рис. 9. Измерение скоростного воздушного потока: а — схема приемника воздушного давления для измерения скорости воздушного потока; б — схема соединения приемника с указателем скорости на самолете

скоростной напор. В нашей авиации применяется трубка типа ЦАГИ, схематически изображенная на рис. 9,а. Она состоит из двух трубок: одна из них — внутренняя — имеет открытый конец (А), обращенный навстречу потоку, — эту трубку называют динамической; другая трубка — внешняя — имеет закрытый конец и только маленькие боковые отверстия (В) — эта трубка называется статической. Другие концы обеих трубок присоединяются к манометру. На рис. 9,а схематически показано соединение их с жидкостным микроманометром.

Динамическую трубку правильнее было бы называть трубкой полного давления, так как своим открытым концом она воспринимает полное давление, равное сумме статического давления и скоростного напора. Статическая же трубка через боковые отверстия воспринимает только статическое давление.

На уровень жидкости в правом колене микроманометра действует полное давление воздушного потока, равное $p + \frac{\rho V^2}{2}$, а на уровень жидкости в левом колене — только статическое давление p . Разность уровней h и покажет разность давлений между полным давлением и статическим (если микроманометр водяной, то 1 мм вод. ст. = 1 кг/м²), т. е. мы можем написать:

$$h = \left(p + \frac{\rho V^2}{2}\right) - p,$$

откуда

$$h = \frac{\rho V^2}{2} \text{ (кг/м}^2\text{)}$$

(если микроманометр не водяной, то разность уровней h предварительно пересчитывают в мм вод. ст.).

Таким образом, приемник воздушного давления в соединении с манометром позволяет измерить скоростной напор. Зная же скоростной напор, нетрудно вычислить и скорость V потока, так как из последней формулы следует:

$$V = \sqrt{\frac{2h}{\rho}},$$

где V — скорость потока в м/сек;

h — разность уровней в коленях микроманометра, выраженная в мм водяного столба.

Указатель скорости самолета. На самолете приемник воздушного давления устанавливается вне струи винта параллельно продольной оси самолета и соединяется проводкой с указателем (рис. 9,б), помещаемым в кабине летчика на приборной доске; шкала указателя градуирована в км/час. Соединяются они следующим образом.

Динамическая трубка соединяется с манометрической гофрированной коробкой K , а статическая трубка — с герметически закрытым корпусом M манометра. Поэтому в полете в манометрическую коробку передается полное давление, в корпус же манометра — только статическое давление. Следовательно, в коробке K давление всегда будет больше, чем в корпусе M , на величину скоростного напора. Под действием последнего стенка коробки в той или иной степени выгибается, поворачивая стрелку, которая и показывает летчику так называемую воздушную скорость самолета (скорость относительно воздуха, а не земли), соответствующую данному скоростному напору.

Указатель воздушной скорости является важнейшим пилотажным прибором. Следует помнить, что он измеряет не скорость как таковую, а только скоростной напор, т. е. $\frac{\rho V^2}{2}$.

ГЛАВА III АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ

§ 14. СОПРОТИВЛЕНИЕ ВОЗДУХА. ОБТЕКАНИЕ ВОЗДУХОМ ТЕЛ

Силовое действие воздушного потока на тело называют силой сопротивления воздуха, или аэродинамической силой.

Согласно принципу обратимости, движется ли тело с некоторой скоростью в неподвижном воздухе или, наоборот, тело неподвижно, а на него набегает поток воздуха со скоростью, равной и противоположной скорости тела, — величина аэродинамической силы в обоих случаях будет одинаковой.

Сопротивление воздуха есть проявление его инертности, т. е. свойства оказывать сопротивление всякому изменению его состояния покоя или прямолинейного равномерного движения.

Теорию сопротивления воздуха впервые разработал Ньютон. Но с развитием авиации было доказано, что гипотеза Ньютона о сущности сопротивления воздуха не совсем верна. Ньютон предполагал, что если воздух набегает на твердое тело, то частицы воздуха ударяются о тело каждая в отдельности и при этом полностью теряют свою скорость. Общее действие этих ударов и дает, по Ньютону, сопротивление. Что происходит с частицами воздуха после удара о тело, не рассматривалось. Такое представление о сопротивлении воздуха оказалось неправильным, так как принималось во внимание давление воздуха только на переднюю часть тела, действие же воздуха на боковые стороны и на заднюю не учитывалось.

Опыты Н. Е. Жуковского и других ученых, поставленные в аэродинамических лабораториях, показали, что задняя часть тела играет большую роль. Например, при тонко заостренной задней части тела сопротивление значительно уменьшается. Следовательно, форма тела имеет большое значение.

Обтекание воздухом тел. Опыты в аэродинамических лабораториях позволили установить, что воздух течет, как жидкость. Это означает, что при набегании на тело частицы воздуха не теряют полностью своей скорости,

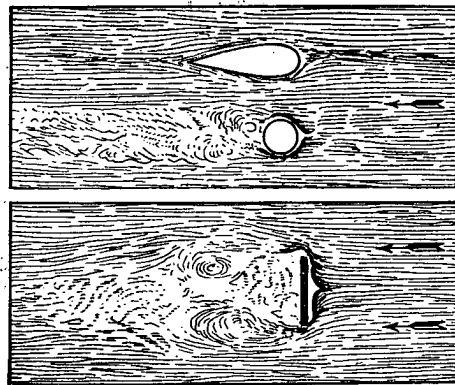


Рис. 10. Спектры обтекания плоской пластинки (под углом 90° к потоку), шара и тела обтекаемой формы

как предполагал Ньютон, а обтекают тело. Характер обтекания в сильнейшей степени зависит от формы тела и его положения в потоке.

Если поместить тело той или иной формы в потоке воздуха (в аэродинамической трубе), подкрашенном дымом, то можно наблюдать картину обтекания воздухом тела и сфотографировать ее. Полученный снимок называют спектром обтекания, или аэродинамическим спектром данного тела.

На рис. 10 изображены спектры обтекания плоской пластинки, шара и тела обтекаемой формы. Мы видим, что эти спектры совершенно различны. Причины различия спектров станут ясны, если рассмотреть явления, которые происходят при обтекании разных по форме тел воздухом. Эти явления рассмотрим дальше, а здесь заметим, что форма тела и положение его в потоке сильно влияют на характер обтекания и тем самым на величину и направление аэродинамической силы.

§ 15. ОСНОВНОЙ ЗАКОН СОПРОТИВЛЕНИЯ ВОЗДУХА

Ньютон нашел, что величина силы сопротивления прямо пропорциональна массовой плотности воздуха, площади наибольшего поперечного сечения тела и квадрату скорости движения.

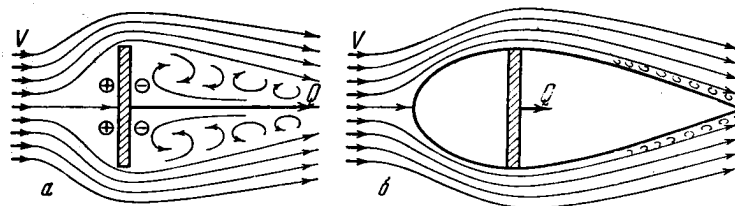


Рис. 11. Схема обтекания воздухом: *а* — плоской круглой пластинки; *б* — тела наиболее выгодной аэродинамической формы

С развитием летания было установлено, что хотя это положение и верно, но недостаточно, так как в формулировке Ньютона никак не отражена зависимость сопротивления воздуха от формы тела. Приведем такой пример.

Пусть на круглую пластинку (рис. 11, *а*) и на веретенообразное тело (рис. 11, *б*), наибольшее поперечное сечение которого равно площади пластинки, набежит поток воздуха со скоростью V . По Ньютону, сила сопротивления воздуха в обоих случаях получается одна и та же. В действительности же сила сопротивления воздуха при движении изображенного тела получается примерно в 25 раз меньше, чем пластинки. Разница огромная!

Поэтому в формулу Ньютона был введен поправочный коэффициент, определяющий влияние формы тела и положения тела в потоке, который называется аэродинамическим коэффициентом (обозначается буквой c). В современном виде формула сопротивления воздуха пишется так:

$$R = c \frac{\rho V^2}{2} S (\text{кг}),$$

где R — аэродинамическая сила (кг);
 c — аэродинамический коэффициент (безразмерное число), определяемый опытным путем;
 ρ — массовая плотность воздуха ($\text{кг сек}^2/\text{м}^4$);
 V — скорость движения тела или скорость потока (м/сек);
 S — площадь характерного сечения тела (у крыла — площадь его в плане).

Таким образом, аэродинамическая сила прямо пропорциональна своему аэродинамическому коэффициенту.

ту, скоростному напору и площади миделя тела (у крыла — площади крыла).

Приведенная формула является основной, так как по аналогичным ей формулам можно определить величину любой аэродинамической силы. В основной формуле будет меняться только обозначение силы и ее коэффициента.

§ 16. СИММЕТРИЧНОЕ ОБТЕКАНИЕ И ВОЗНИКНОВЕНИЕ СИЛЫ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

Симметричным называется такое обтекание, при котором линии токов тождественны относительно оси симметрии тела (см. спектры на рис. 10). Симметричное обтекание возможно только в тех случаях, когда тело имеет симметричную форму и его ось симметрии параллельна потоку.

При симметричном обтекании возникает аэродинамическая сила, направленная против движения тела (т. е. по потоку, если тело неподвижно, а движется воздух). Эту силу называют силой лобового сопротивления, или, просто, лобовым сопротивлением, и обозначают буквой Q .

Рассмотрим сначала простой случай — набегающий поток воздуха на плоскую круглую пластинку, поставленную перпендикулярно потоку, т. е. под углом 90° (рис. 11,а).

Поток, набегающий на пластинку, тормозится ею, так как пластинка является для него препятствием. По этой причине поток давит на пластинку, и тем сильнее, чем больше скоростной напор. Поэтому давление воздуха впереди пластинки повышается. Скорость частиц воздуха, близкая к нулю в центре пластинки, к краям ее увеличивается. Увеличение скорости происходит по той причине, что струйки воздуха, огибающие пластинку, сужены, а при сужении струй скорость их возрастает. Обогнув пластинку, струйки воздуха, двигаясь по инерции дальше, не могут сразу сомкнуться позади пластинки и отрываются от нее. Это явление называется срывом струй. Вследствие срыва струй позади пластинки образуется разрежение, т. е. область пониженного давления. Струи воздуха врываются в эту область

и, закручиваясь, образуют вихри и обратные токи воздуха. По мере удаления от пластинки вихревое движение затухает и поток выравнивается.

Таким образом, перед пластинкой получается повышенное давление воздуха, а позади нее — пониженное. В результате разности давлений (и отчасти вследствие трения воздуха) возникает аэродинамическая сила, приложенная в центре пластинки и направленная по потоку, т. е. сила лобового сопротивления.

Чтобы уменьшить лобовое сопротивление, надо уменьшить разность давлений, действующую на пластинку.

Если пластинку снабдить спереди тупой конусообразной наставкой (рис. 11,б), то спереди давление значительно понизится. Чтобы избежать срыва струй, следует снабдить пластинку еще и кормовой заостренной конусообразной наставкой, заполнив формой этой наставки всю область пониженного давления. В итоге разность давлений впереди и позади полученного тела станет много меньше и лобовое сопротивление уменьшится примерно в 25 раз по сравнению с пластинкой.

Таким образом, мы получили тело наиболее выгодной аэродинамической формы. При такой форме поток разделяется передней частью тела, течет вдоль его гладких боков и плавно стекает с заостренной кормовой части. Тела подобной формы получили название хорошо обтекаемых.

Из сказанного выше следует, что сила лобового сопротивления складывается из двух частей: силы сопротивления, возникающей в результате разности давлений перед телом и позади него, и силы сопротивления, возникающей вследствие трения воздуха в пограничном слое. Поэтому можно сказать, что составными элементами лобового сопротивления являются сопротивление давления и сопротивление трения.

Какая из этих частей лобового сопротивления является преобладающей, зависит от формы тела.

У тел плохой формы основную часть лобового сопротивления составляет сопротивление давления. У хорошо обтекаемых тел, наоборот, преобладающим является сопротивление трения (поскольку у них сопротивление давления незначительно). С целью уменьшить сопротивление трения выбирают хорошо обтекаемую форму и

тщательно обрабатывают поверхность тела путем лакировки и полировки ее.

Сила лобового сопротивления Q может быть математически выражена по основной формуле сопротивления воздуха, различие будет только в обозначении аэродинамического коэффициента, а именно:

$$Q = c_x \frac{\rho V^2}{2} S \text{ (кг)},$$

где c_x — аэродинамический коэффициент силы лобового сопротивления, определяемый для каждого тела опытным путем.

§ 17. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ТЕЛ И НЕНЕСУЩИХ ДЕТАЛЕЙ САМОЛЕТА

Из приведенной ниже таблицы видно, что наименьшие коэффициенты лобового сопротивления имеют обтекаемые тела вращения*, причем величина коэффициента для них зависит от удлинения тела.

Удлинение обтекаемого тела называется отношением длины тела к его наибольшему диаметру. Наиболее выгодное удлинение равно 3—3,5. При меньшем удлинении растет сопротивление давления, при большем возрастает сопротивление трения.

Наибольший коэффициент лобового сопротивления дает полое полушарие, обращенное выпуклостью назад. Это объясняется тем, что при такой форме сильно увеличивается давление впереди полушария, вследствие чего разность давлений возрастает. При обратном положении полушария обтекание будет более плавным и коэффициент сопротивления уменьшается в 4 раза. На этом и основано устройство анемометра (Робинсона) — прибора для определения скорости ветра.

На другой приведенной таблице даны коэффициенты лобового сопротивления некоторых несущих деталей самолета. Несущими деталями обычно называют все внешние части самолета, за исключением крыла (крыло

* Телом вращения называется тело, образованное вращением плоской линии вокруг некоторой оси; например: вращая полукруглость вокруг диаметра, получим шар.

называют несущей поверхностью, так как она поддерживает в воздухе — несет — всю машину). Пользуясь этой таблицей, решим задачу.

ТАБЛИЦА КОЭФФИЦИЕНТОВ C_x ДЛЯ ТЕЛ РАЗЛИЧНОЙ ФОРМЫ

Наименование тела	Форма тела	Площадь наибольшего поперечного сечения	Коэффициент C_x
Плоская квадратная пластинка		A^2	1,28
Плоская круглая пластинка (диск)		$\frac{\pi D^2}{4}$	1,16
Круглый высокий цилиндр		DH	0,80
Шар		$\frac{\pi D^2}{4}$	0,20
Полное полушарие		$\frac{\pi D^2}{4}$	1,42
Полное полушарие		$\frac{\pi D^2}{4}$	0,36
Парашют		$\frac{\pi D^2}{4}$ Площадь основания купола парашюта	1,28
Тела вращения (удобообтекаемые)		$\frac{\pi D_{наиб}^2}{4}$	0,05
		$\frac{\pi D_{наиб}^2}{4}$	0,054
		$\frac{\pi D_{наиб}^2}{4}$	0,060
		$\frac{\pi D_{наиб}^2}{4}$	0,072

Задача. Определить лобовое сопротивление фюзеляжа самолета, летящего со скоростью 360 км/час, т. е. 100 м/сек, на высоте 5000 м. Фюзеляж имеет хорошую обтекаемую форму. Площадь миделя фюзеляжа $S = 1 \text{ м}^2$.

Решение. Из таблицы видно, что коэффициент лобового со-

противления фюзеляжа хорошей обтекаемой формы $c_x = 0,20$. Далее, по таблице стандартной атмосферы находим, что на высоте 5000 м плотность воздуха $\rho = 0,075 \text{ кг сек}^2/\text{м}^4$.

Определяем силу Q :

$$Q = 0,20 \frac{0,075 \cdot 100^2}{2} \cdot 1 = 75 \text{ кг.}$$

Итак, найденные опытным путем значения коэффициентов лобового сопротивления сводятся в таблицы, которыми затем и пользуются на практике. Приведенные нами таблицы (составленные в основном по «Справочнику авиаконструктора», изд. ЦАГИ) являются лишь примерными. Для точных расчетов используются более полные таблицы. В них даются точные схемы испытанных деталей и приводятся данные, характеризующие условия испытаний, при которых были найдены коэффици-

ТАБЛИЦА КОЭФФИЦИЕНТОВ C_x НЕНЕСУЩИХ ДЕТАЛЕЙ САМОЛЁТА

Наименование детали	Изображение детали	Площадь наибольшего поперечного сечения	Коэффициент C_x
Фюзеляж плоской формы			0,30
Фюзеляж хорошей обтекаемой формы			0,20
Фюзеляж весьма обтекаемой формы			0,10
Лодка (гидросамолета) хорошей формы			0,20
Колесо обтянутое			0,40
Колесо в обтекателе			0,20
Стойка обтекаемой формы			0,10

енты. Но даже и такие таблицы часто оказываются недостаточными. Формы современных самолетов настолько разнообразны, что заранее предусмотреть и испытать все варианты невозможно. Поэтому в ряде случаев проводятся расчеты, которые затем уточняются путем продувок моделей или даже самолетов в аэродинамических трубах.

§ 18. НЕСИММЕТРИЧНОЕ ОБТЕКАНИЕ И ВОЗНИКНОВЕНИЕ ПОЛНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ

Несимметричное обтекание наблюдается в тех случаях, когда ось симметрии тела не параллельна потоку (рис. 12) или когда само тело имеет несимметричную форму. При несимметричном обтекании аэродинамическая сила отклоняется в сторону от направления потока, причем изменяется и величина силы.

На рис. 12 изображена схема обтекания плоской прямоугольной пластинки, поставленной под острым углом к потоку. Перед пластинкой, как и в случае симметричного обтекания, происходит торможение потока и, следовательно, повышение давления. За пластинкой давление пониженное, причем наибольшее понижение давления имеет место не против центра пластинки, а ближе к ее переднему ребру. Обтекая пластинку, поток отклоняется от своего первоначального направления — происходит снос потока.

Аэродинамическая сила R возникает в результате разности давлений перед пластинкой и за ней, а также вследствие трения воздуха в пограничном слое. Давление воздуха всегда перпендикулярно поверхности, с которой воздух соприкасается, но вследствие наличия трения сила R немного отклоняется назад от перпендикуляра к поверхности

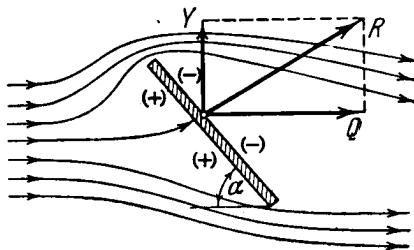


Рис. 12. Несимметричное обтекание плоской прямоугольной пластинки (под острым углом к потоку) и разложение полной аэродинамической силы на подъемную силу и силу лобового сопротивления

пластинки. Точка приложения силы R находится не в центре пластинки, а ближе к ее переднему ребру — там, где разность давлений наибольшая.

Угол, составляемый плоскостью пластинки с направлением потока, называют углом атаки. При изменении угла атаки картина обтекания будет меняться, поэтому будут изменяться как величина силы R , так и ее направление и точка приложения.

Разложим силу R по правилу параллелограмма на две составляющие: по потоку и перпендикулярно к нему. Сила, направленная по потоку, будет тормозить движение пластинки; поэтому ее, как и в случае симметричного обтекания, называют силой лобового сопротивления (обозначение то же). Силу, направленную перпендикулярно потоку, называют подъемной силой (обозначают буквой Y). Однако такое название не следует понимать в том смысле, что эта сила будет обязательно поднимать пластинку вверх; в зависимости от положения пластинки относительно земли сила Y может быть направлена вверх, вбок или вниз.

Как видим, при несимметричном обтекании сила сопротивления воздуха является равнодействующей двух аэродинамических сил. Поэтому в таких случаях силу R называют полной аэродинамической силой. Ее величину, как и величины ее составляющих, можно определить по основному закону сопротивления воздуха.

Подъемная сила плоской пластины, поставленной под острым углом к потоку, объясняет полет воздушного змея.

Подъемная сила крыла, как будет показано дальше, возникает несколько иначе, чем подъемная сила плоской пластины.

ГЛАВА IV АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА

§ 19. КРЫЛО САМОЛЕТА. УГОЛ УСТАНОВКИ И УГОЛ АТАКИ КРЫЛА

Назначение крыла — создавать подъемную силу, необходимую для поддержания самолета в воздухе. Чем больше подъемная сила и чем меньше лобовое сопротивление крыла, тем лучше его аэродинамические качества. Эти качества зависят от формы крыла. Форма крыла определяется: 1) формой его профиля и набором профилей, 2) формой крыла в плане и 3) видом крыла спереди.

Форма крыла может быть очень разнообразной (исследованы тысячи профилей), но все профили могут быть разделены на четыре типичные группы: вогнуто-выпуклые, плоско-выпуклые, двояковыпуклые и симметричные (рис. 13,а). На рисунке показаны: A — передняя точка профиля, B — задняя точка, b — хорда профиля.

У вогнуто-выпуклых и плоско-выпуклых профилей хордой считают отрезок касательной к нижнему обводу профиля, заключенный между передней и задней

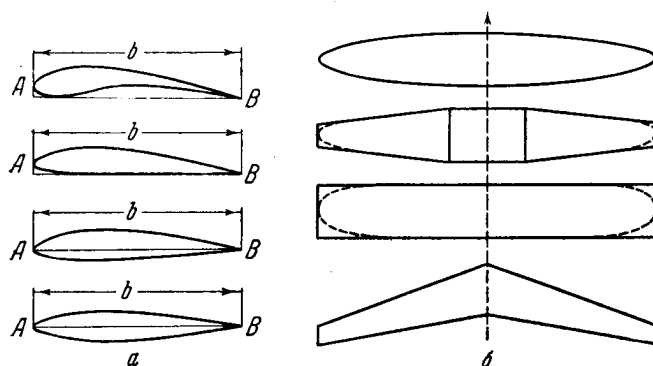


Рис. 13. Формы крыльев самолета: а — основные формы профилей крыльев (сверху вниз): вогнуто-выпуклая, плоско-выпуклая, двояковыпуклая и симметричная; б — формы крыла в плане (сверху вниз): эллиптическая, трапециевидная, прямоугольная и стреловидная



Рис. 14. Максимальная кривизна и максимальная толщина профиля крыла

точками профиля. У двояковыпуклых и симметричных профилей хордой считают отрезок прямой, соединяющей переднюю и заднюю точки профиля.

Наиболее существенными геометрическими характеристиками формы профиля являются его относительная кривизна и относительная толщина.

Относительной кривизной профиля называется наибольшее расстояние f между хордой и средней линией профиля, выраженное в процентах длины хорды (рис. 14); среднюю линию получим, если внутри обвода профиля проведем ряд отрезков, перпендикулярных хорде, и середины их соединим плавной линией. Относительная кривизна обычно равна 2—4% длины хорды. У симметричных профилей кривизна равна нулю, так как хорда является одновременно и средней линией.

Относительной толщиной профиля называется его максимальная толщина c , выраженная также в процентах длины хорды (рис. 14). Если c меньше 8% длины хорды, профиль называют тонким; если c составляет 8—12% длины хорды, профиль называют средним; если же c больше 12%, профиль называют толстым.

Аэродинамические лаборатории проводят исследования (продувку) крыльев в трубах и результаты сводят в таблицы и графики.

Каждому профилю крыла присваивается наименование и номер, например ЦАГИ-В, что означает: профиль лаборатории ЦАГИ, серия В. Иногда маркировка профиля увязывается с его основными характеристиками (например, шифр 23012 означает: первая цифра — относительная кривизна; следующие две цифры — расстояние максимальной толщины профиля от его передней точки

в процентах длины хорды; последние две цифры — относительная толщина профиля).

Часто крыло имеет не один и тот же профиль по размаху, а набор профилей с постепенно меняющейся относительной кривизной. Это так называемая закрутка крыла. Цель ее — увеличить прочность крыла и улучшить его аэродинамические качества, а тем самым и летные свойства самолета.

Форма крыла в плане может быть разнообразной. Основные формы показаны на рис. 13,б.

Наивыгоднейшей в аэродинамическом отношении является эллиптическая форма, но конструктивное выполнение ее представляет значительные трудности. Наиболее распространена трапециевидная форма, приближающаяся к наивыгоднейшей и легко выполняемая. Прямоугольная форма, наименее выгодная, применяется редко. У трапециевидных и прямоугольных крыльев концы обычно закругляются, так как это улучшает аэродинамику крыла. Стреловидная форма с большим углом стреловидности применяется только на реактивных самолетах; на винтовых же самолетах иногда применяется лишь незначительная стреловидность с целью улучшения устойчивости самолета.

Крылья часто имеют так называемое поперечное V, если смотреть на самолет спереди (рис. 15). Поперечное V связано с формой крыла в плане и имеет целью улучшить устойчивость самолета.

На рис. 15 показаны три проекции крыла прямоугольной формы с закругленными концами и его геометрические элементы: $ABCD$ — площадь крыла, которую дальше будем обозначать буквой S ; l — размах крыла; b — хорда; AB — передняя кромка; CD — задняя кромка.

Площадь прямоугольного крыла равна произведению размаха на хорду:

$$S = lb.$$

Отношение размаха к длине хорды называется удлинением крыла и обозначается греческой буквой λ (лямбда). Следовательно,

$$\lambda = \frac{l}{b}.$$

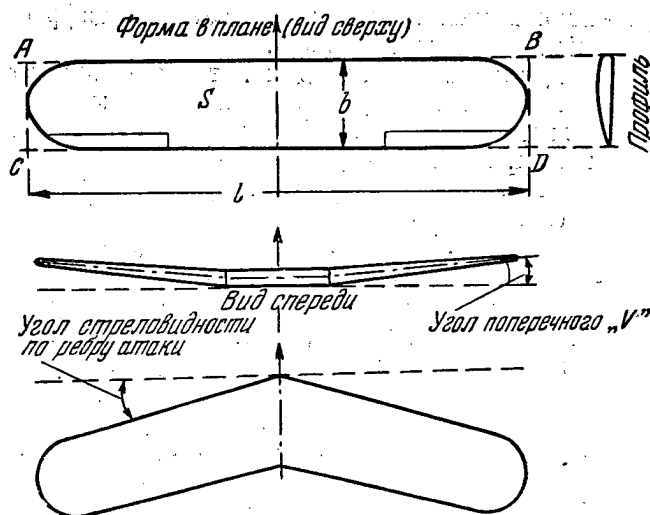


Рис. 15. Геометрические элементы крыла

Это можно записать и по-другому, если умножить числитель и знаменатель на l . Получим:

$$\lambda = \frac{l^2}{S}.$$

У трапециевидных и эллиптических крыльев длина хорды меняется по размаху, поэтому удлинение вычисляют по второй формуле. Удлинение крыла имеет большое значение. Исследования показали, что с увеличением удлинения улучшается аэродинамическое качество крыла. Но увеличение удлинения (при неизменной площади) сопровождается увеличением размаха, а это ведет, при желании сохранить прочность, к увеличению веса крыла. Кроме того, большой размах в некоторых случаях (например, у истребителей) неудобен, так как ухудшает маневренность самолета. У современных самолетов удлинение в среднем составляет 6—10. У планеров удлинение достигает 20 и более.

Угол установки и угол атаки крыла. Углом установки крыла (рис. 16,а) называется угол, составляемый хордой крыла с базовой линией фюзеляжа. Угол установки обычно невелик и у разных самолетов коле-

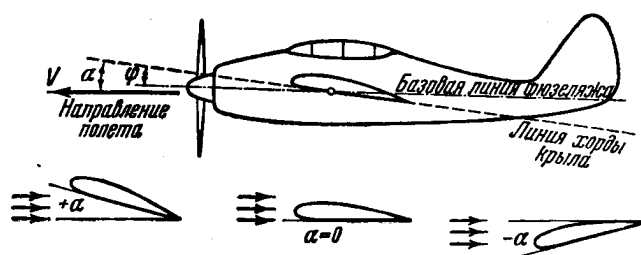


Рис. 16. Угол установки и угол атаки крыла; внизу — положительный, нулевой и отрицательный углы атаки

блется от 0 до 2°. Выбор величины угла установки крыла делается конструктором с таким расчетом, чтобы при полете со скоростью, с которой данный самолет чаще всего будет летать, фюзеляж устанавливался бы по потоку и, следовательно, давал бы наименьшее сопротивление. Учитывают также, что при наличии угла установки больше 0° нос самолета наклоняется и поэтому обзор вперед улучшается.

Ниже приведены геометрические характеристики крыльев самолетов Як-18 и Як-11 (рис. 17), полет которых рассматривается в первой части книги. Як-18 — учебный самолет, а Як-11 — учебно-тренировочный истребитель; оба самолета — двухместные монопланы с низко расположенным свободнонесущим крылом и убирающимся в полете шасси.

Характеристика крыла	Як-18	Як-11
Форма крыла в плане	Трапециевидная	Трапециевидная
Поперечное V	5°20'	5°57'
Угол стреловидности	2°	9°05'
Профиль крыла	Плоско-выпуклый	Плоско-выпуклый
Размах крыла, м	10,6	9,4
Площадь крыла, м ²	17	15,4
Длина САХ*, м	1,686	1,834
Удлинение	6,3	5,2
Угол установки крыла	2°	0°

* САХ — средняя аэродинамическая хорда; о ней будет сказано в главе об управляемости и устойчивости самолета.

Угол установки крыла не следует путать с углом атаки крыла. Углом атаки крыла называется угол α , составляемый хордой крыла с направлением воздушной скорости V (см. рис. 16). Угол атаки называется положительным, когда поток набегаёт на нижнюю поверхность крыла (см. рис. 16, внизу). При нулевом угле атаки направление потока параллельно хорде крыла. Если же поток набегаёт на верхнюю поверхность крыла, угол атаки называется отрицательным.

Угол атаки летчик может изменять в полёте при помощи руля высоты, отклоняя последний вверх или вниз. При отклонении руля высоты на него набегаёт встречный поток воздуха и, как у плоской пластины, возникает аэродинамическая сила, действующая на поверхность руля и стабилизатора (рис. 18). Момент этой силы заставляет самолёт поворачиваться вокруг поперечной оси, проходящей через центр тяжести самолёта (она перпендикулярна плоскости чертежа).

Если летчик отклоняет руль высоты вверх (берёт ручку управления на себя), то аэродинамическая сила действует на верхнюю поверхность руля и стабилизатора, в результате чего самолёт поднимает нос, и угол

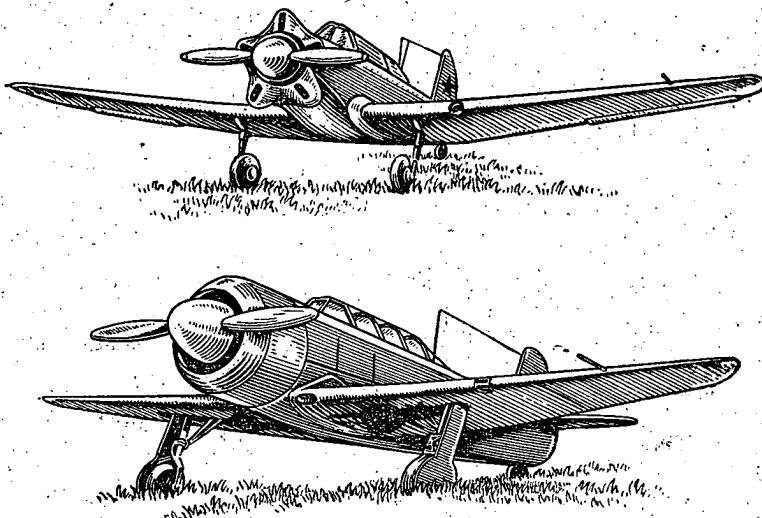


Рис. 17. Самолёты:верху — Як-18; внизу — Як-11

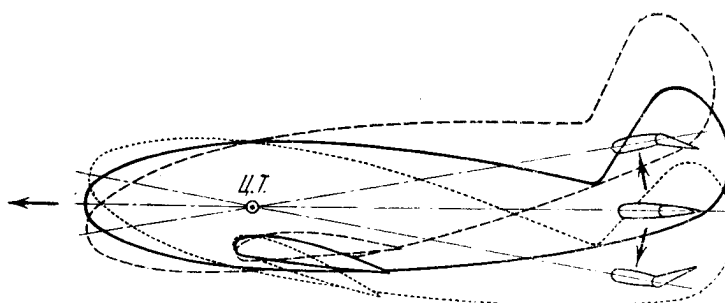


Рис. 18. Изменение угла атаки крыла с помощью руля высоты

атаки увеличивается. Если же летчик отклоняет руль высоты вниз (дает ручку от себя), аэродинамическая сила действует на нижнюю поверхность руля и стабилизатора, вследствие чего самолет опускает нос, и угол атаки уменьшается.

Изменяя угол атаки и одновременно изменяя величину силы тяги воздушного винта, летчик получает нужную ему скорость полета и нужный наклон траектории полета к горизонту. Отсюда ясно, как велика роль угла атаки в полете самолета.

Итак, угол атаки крыла летчик может изменять в полете, тогда как угол установки крыла остается неизменным. Однако в полете между этими углами, как мы увидим дальше, существует связь.

§ 20. ВОЗНИКНОВЕНИЕ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ КРЫЛА. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ ПО КРЫЛУ

Подъемная сила крыла возникает вследствие несимметричного обтекания его воздушным потоком. Такое обтекание вызывается несимметричностью формы профиля или наличием угла атаки, или одновременно обеими этими причинами.

На рис. 19 приведен спектр обтекания крыла при малом положительном угле атаки, а на рис. 20 дано графическое изображение обтекания. Из рисунков видно, что перед крылом воздушный поток разделяется и струйки воздуха обтекают крыло сверху и снизу неравномерно. При обтекании верхней выпуклой поверхности крыла, там, где струйки воздуха поджимаются из-за

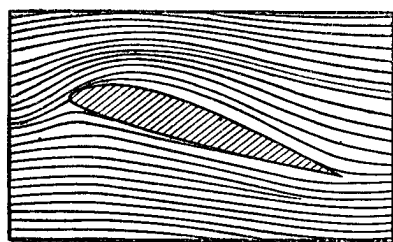


Рис. 19. Спектр обтекания крыла при малом положительном угле атаки

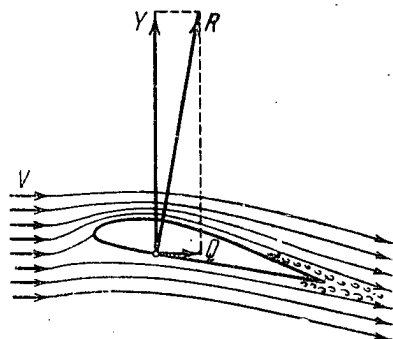


Рис. 20. Возникновение подъемной силы крыла

инертности воздуха и сечения их уменьшаются, в соответствии с законом неразрывности, скорость струек увеличивается. На том же основании при расширении струйки происходит уменьшение ее скорости.

При положительных углах атаки средняя скорость обтекания верхней части профиля больше, чем нижней, поэтому, в соответствии с законом Бернулли, среднее давление над профилем будет меньше, чем под ним. В результате разности давлений под крылом и над крылом и возникает подъемная сила — главная составляющая полной аэродинамической силы крыла (рис. 20).

Распределение давления по крылу. Скорость воздуха над крылом, а в меньшей мере и под крылом различна в разных точках профиля и, следовательно, распределение давления по профилю крыла неодинаково. Из приведенных рисунков видно, что наибольшую скорость воздух имеет над наиболее выпуклой частью крыла (здесь линии тока всего гуще); поэтому давление здесь наименьшее и разность давлений получается наибольшая.

Разность давлений в разных точках профиля крыла может быть измерена опытным путем. Для этого надо измерить статическое давление в этих точках (под и над крылом). С этой целью во многих точках сечения модели крыла устанавливают трубочки и каждую из них присоединяют к микроманометру (или к трубкам бата-

рейного микроманометра), как это схематически показано на рис. 21.

Такое препарирование модели называется дренажем, а сама модель — дренажной. Дренажную модель крыла продувают в аэродинамической трубе при заданном угле атаки и по показаниям микроманометров определяют избыточное давление во многих точках над крылом и под крылом (подобно этому исследуют распределение давления по крылу и в полете).

Избыточным давлением называется разность между давлением p_1 в некоторой точке крыла и статическим давлением p невозмущенного потока, т. е.

$$p_{\text{изб}} = p_1 - p.$$

Избыточное давление над крылом получается отрицательным (поскольку давление над крылом понижено, т. е. $p_1 < p$), а под крылом иногда положительным.

Коэффициентом избыточного давления называется отношение избыточного давления к скоростному напору, т. е.

$$p = \frac{p_{\text{изб}}}{\frac{\rho V^2}{2}}.$$

Результаты опыта обычно изображают в виде диаграммы. Простейшим и наиболее наглядным способом

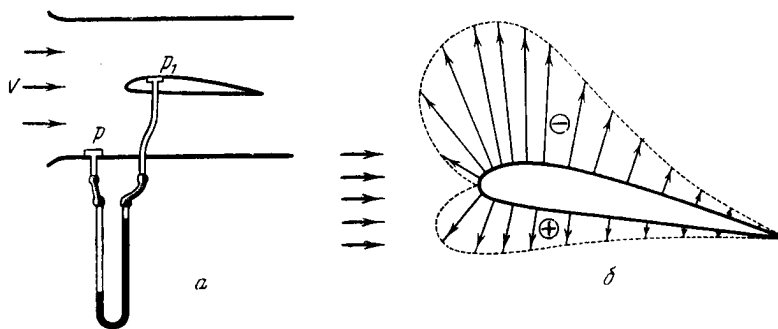


Рис. 21. Давление воздуха над крылом и под ним: а — схема опыта для определения избыточного давления в некоторой точке крыла; б — диаграмма распределения давления по профилю крыла

изображений картины распределения давления по крылу является способ векторов. Он состоит в том, что величину коэффициента избыточного давления откладывают в некотором масштабе по перпендикулярам к поверхности крыла в исследованных точках (рис. 21,б). Направление стрелок указывает, имеется ли в данных точках разрежение (минус) или повышенное давление (плюс). На рисунке показана картина распределения давления по профилю крыла при большом угле атаки.

§ 21. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ КРЫЛА И ИХ КОЭФФИЦИЕНТЫ И СООТНОШЕНИЯ МЕЖДУ НИМИ

Подъемная сила крыла составляет основную долю полной аэродинамической силы R , возникающей при обтекании крыла воздушным потоком (рис. 22). Сила R , как и всякая сила, определяется: 1) точкой приложения, 2) направлением и 3) величиной.

Точкой приложения силы R считают точку пересечения линии действия этой силы с хордой крыла. Эта условная точка называется центром давления крыла (ц.д.). Положение центра давления в полете изменяется. При изменении угла атаки изменяется распределение давления вдоль хорды и поэтому ц.д. перемещается по хорде, причем закон этого перемещения сложен (о нем будет сказано в главе об устойчивости самолета).

Направление полной аэродинамической силы R зависит от формы крыла, а главное — от угла атаки и определяется углом Θ между линией действия силы R и перпендикуляром к направлению потока. Наименьшую величину этот угол имеет при некотором среднем угле атаки, а с увеличением угла атаки возрастает, т. е. направление силы R все больше отклоняется назад.

Величина полной аэродинамической силы, согласно основному закону сопротивления воздуха, прямо пропорциональна своему коэффициенту, скоростному напору и площади крыла, т. е.

$$R = c_R \frac{\rho V^2}{2} S \text{ (кг)}.$$

С изменением угла атаки будет изменяться обтекание крыла, следовательно и величина силы R . Отсюда

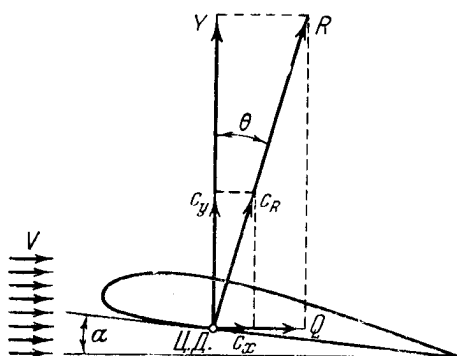


Рис. 22. Аэродинамические силы крыла и их коэффициенты

ясно, что ее коэффициент должен учитывать, кроме влияния формы профиля, и влияние угла атаки. Иными словами, у данного крыла каждому углу атаки соответствует свое значение коэффициента c_R .

Раскладывая полную аэродинамическую силу на две составляющие — перпендикулярно потоку и по потоку, получим подъемную силу Y и силу лобового сопротивления крыла Q . Направления этих сил всегда неизменны, т. е. подъемная сила всегда перпендикулярна направлению движения крыла (или потоку), а сила лобового сопротивления всегда действует против движения (по потоку). Величина каждой из этих сил зависит от тех же факторов, что и величина их равнодействующей, и может быть определена по аналогичным формулам:

$$Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S \text{ (кг)};$$

$$Q = c_x \frac{\rho V^2}{2} S \text{ (кг)},$$

причем на коэффициенты c_y и c_x распространяется сказанное выше о коэффициенте c_R .

Соотношения между аэродинамическими коэффициентами совершенно такие же, как и между аэродинамическими силами (это вполне закономерно, поскольку аэродинамические силы пропорциональны своим коэффициентам). Аэродинамические коэффициенты имеют величину, знак и направление, поэтому мы можем изображать их подобно силам — векторами (рис. 22).

§ 22. ЗАВИСИМОСТЬ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ ОТ УГЛА АТАКИ И ОТ ФОРМЫ КРЫЛА

Коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления (и полной аэродинамической силы), сильно влияющие на величины этих сил, зависят в основном от угла атаки и от формы крыла (и от состояния его поверхности). Летчику особенно важно знать зависимость их от угла атаки, поскольку последний в полете часто приходится изменять, тогда как форма крыла остается неизменной (может изменяться лишь состояние поверхности крыла).

На рис. 23 изображены спектры обтекания одного и того же крыла при неизменной плотности воздуха и одинаковой скорости потока, но при разных углах атаки, а также примерно показаны величины подъемной силы и лобового сопротивления. Характер изменения этих сил при постоянной скорости V такой же, как и их коэффициентов. Поэтому по рисункам можно судить как об изменении сил, так и коэффициентов, изображаемых также векторами.

При большом отрицательном угле атаки (рис. 23,а) крыло дает отрицательную подъемную силу (давление сверху больше, чем снизу).

При несколько меньшем отрицательном угле атаки (рис. 23,б) среднее давление сверху может быть равным давлению снизу. Таким образом, при некотором малом отрицательном угле атаки подъемная сила равна нулю, следовательно, равен нулю и ее коэффициент c_y .

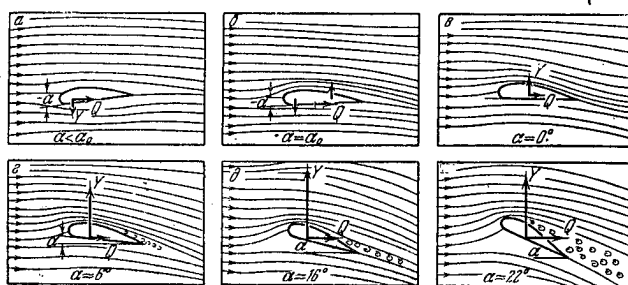


Рис. 23. Изменение подъемной силы и силы лобового сопротивления (или их коэффициентов) при изменении угла атаки

Этот угол называется углом атаки нулевой подъемной силы и обозначается α_0 . У применяемых профилей крыльев он находится в пределах от 0 до 4° (в зависимости от формы профиля).

Заметим здесь, что коэффициент лобового сопротивления c_x никогда не бывает равен нулю, так как мы не можем избавиться от лобового сопротивления.

Когда угол атаки $\alpha = 0^\circ$ (рис. 23,в), картина обтекания получается в большинстве случаев уже такая, как при малых положительных углах атаки, подробно рассмотренная в § 20. Следовательно, при нулевом угле атаки крыло развивает положительную подъемную силу и коэффициент ее имеет также положительную величину. Исключением являются только крылья симметричного профиля, которые при $\alpha = 0^\circ$ не могут давать никакой подъемной силы, поскольку обтекание получается симметричным.

При дальнейшем увеличении угла атаки коэффициент c_y и подъемная сила непрерывно растут (рис. 23,г). Объясняется это тем, что с увеличением угла атаки увеличивается разность давлений под крылом и над ним. Что же касается коэффициента лобового сопротивления c_x , который при малых углах атаки сравнительно невелик, то с ростом угла атаки он тоже увеличивается, но пока еще незначительно, так как плавное обтекание крыла еще не нарушено.

Возрастая с увеличением угла атаки, коэффициент c_y (а тем самым и подъемная сила) достигает максимальной величины при угле атаки около $16-18^\circ$ (рис. 23,д), при переходе же на больший угол атаки начинает уменьшаться. Поэтому угол атаки, соответствующий $c_{y\text{макс}}$, называют критическим (обозначают $\alpha_{\text{кр}}$). При этом угле атаки и даже с приближением к нему изменяется характер обтекания крыла, в результате чего начинает быстро расти коэффициент лобового сопротивления (рис. 23,е).

Такое изменение коэффициентов c_y и c_x объясняется нарушением плавного характера обтекания — срывом потока с верхней поверхности крыла.

Причина срыва потока заключается в том, что при приближении к критическому углу атаки начинает происходить перетекание пограничного слоя с нижней поверхности на верхнюю. Это перетекание приводит к вы-

реобразованию и, как следствие, к падению c и росту c_x .

Такова в общем зависимость коэффициентов c_y и c_x от угла атаки.

Аэродинамические коэффициенты зависят и от формы крыла, в особенности от кривизны и толщины профиля. Кривизна и толщина профиля влияют как на величину коэффициентов, так и на характер изменения их при изменении угла атаки. Например, вогнуто-выпуклые профили дают наибольший c_y , но у них и c_x значителен. Плоско-выпуклые профили при той же относительной толщине дают меньший c_y , зато у них и c_x много меньше, чем у вогнуто-выпуклых; поэтому они часто более выгодны, чем вогнуто-выпуклые. Что касается толщины профиля, то, вообще говоря, толстые крылья дают большие c_y и c_x , чем тонкие.

Аэродинамические коэффициенты зависят также от состояния поверхности крыла. Последнее может явиться результатом как неудовлетворительной обработки поверхности крыла (например, плохая лакировка), так и небрежной эксплуатации самолета (например, наличие вмятин на крыле, грязи и т. п.). Отрицательно сказываются и такие объективные причины, как обледенение крыла в полете.

§ 23. АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО КРЫЛА. УГОЛ КАЧЕСТВА

Хорошее с точки зрения аэродинамики крыло должно при необходимой подъемной силе иметь возможно меньшее лобовое сопротивление. Соотношение между подъемной силой и лобовым сопротивлением зависит также и от угла атаки (рис. 24). На средних углах атаки подъемная сила хотя и несколько меньше, чем на больших углах, зато лобовое сопротивление много меньше, и подъемная сила превосходит силу лобового сопротивления в 10—15 раз. На больших же углах атаки и на критическом угле это соотношение обычно не превосходит 4—7.

Таким образом, крыло на данном угле атаки можно оценивать отношением подъемной силы к силе лобового сопротивления (или c_y к c_x). Это отношение называют аэродинамическим качеством кры-

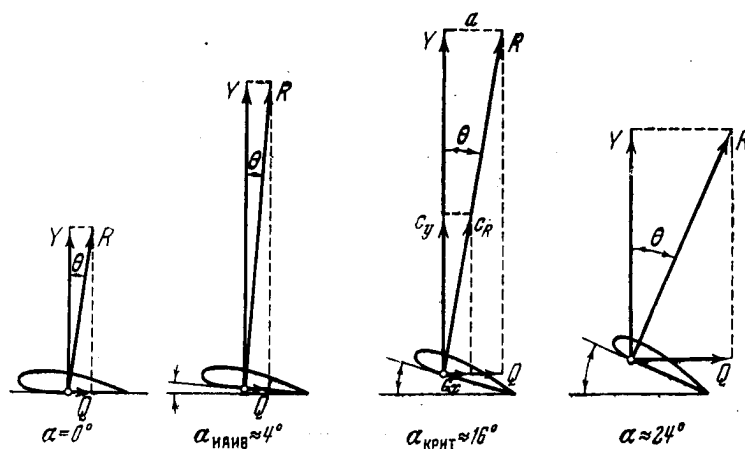


Рис. 24. Примерное изменение аэродинамического качества крыла в зависимости от угла атаки

ла, или, просто, качеством крыла, и обозначают буквой K .

$$K = \frac{Y}{Q} = \frac{c_y}{c_x}.$$

Пример. На некотором угле атаки $c_y = 0,72$ и $c_x = 0,06$, тогда качество крыла

$$K = \frac{0,72}{0,06} = 12.$$

На малых углах атаки качество крыла невелико; с увеличением угла атаки качество увеличивается и достигает максимальной величины при некотором среднем угле атаки, который и называется **наиболее выгодным углом атаки** (обозначается $\alpha_{\text{нав}}$). При дальнейшем увеличении угла атаки качество снова уменьшается (рис. 24).

У большинства современных крыльев максимальное качество достигает 20, у некоторых же значительно больше.

Угол качества. Из рис. 24 нетрудно видеть, что с увеличением качества крыла угол, составляемый полной аэродинамической силой R и подъемной силой Y , уменьшается, т. е. между качеством крыла и этим углом есть определенная зависимость. Поэтому этот угол

называют углом качества (обозначают греческой буквой Θ).

Итак, чем меньше угол качества, тем больше аэродинамическое качество крыла.

Из прямоугольного треугольника, образованного векторами R , Y и отрезком a , равным вектору Q , имеем:

$$\operatorname{ctg} \Theta = K = -\frac{c_y}{c_x},$$

или

$$\operatorname{tg} \Theta = \frac{1}{K} = \frac{c_x}{c_y};$$

второе выражение называют обратным качеством.

§ 24. ЛОБОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КРЫЛА — ПРОФИЛЬНОЕ И ИНДУКТИВНОЕ

Лобовое сопротивление всякого тела состоит из двух элементов — сопротивления трения и сопротивления давления (§ 16). Лобовое сопротивление крыла, кроме этих двух сопротивлений, сумма которых называется профильным сопротивлением, включает еще третий вид сопротивления — индуктивное (относящееся по природе возникновения к сопротивлению давления).

Рассмотрим сначала профильное сопротивление (обозначается Q_p).

Прежде всего возникает вопрос: какое из слагаемых профильного сопротивления крыла преобладает — сопротивление трения или же сопротивление давления?

Для уяснения представим себе плоскую пластинку в потоке под нулевым углом атаки и под углом 90° (см. рис. 6 и 11). В первом случае лобовое сопротивление будет состоять почти исключительно из сопротивления трения, во втором — почти целиком из сопротивления давления. Аналогично этому основную долю профильного сопротивления крыла на малых углах атаки составляет сопротивление трения, а на больших — сопротивление давления. Самолет летает преимущественно на малых углах атаки, следовательно, наибольшее значение имеет сопротивление трения.

На рис. 25 приведена схема обтекания крыла воздушным потоком (на некотором среднем угле атаки) с образованием пограничного слоя.

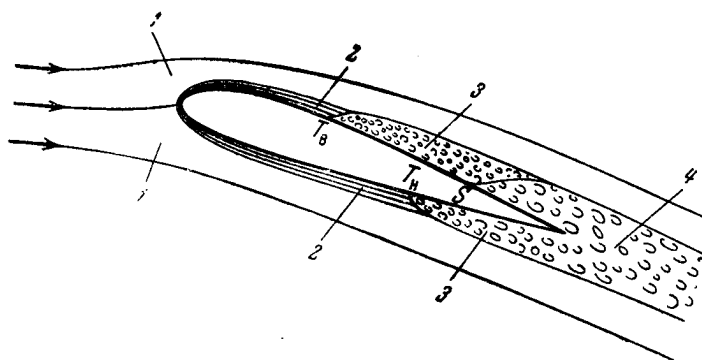


Рис. 25. Схема обтекания крыла с образованием пограничного слоя: 1 — внешний поток; 2 и 3 — пограничный слой; 4 — вихревой след крыла; $T_{\text{в}}$ — точка перехода ламинарного течения в турбулентное на верхней поверхности крыла; $T_{\text{н}}$ — то же на нижней поверхности; S — точка отрыва пограничного слоя

Поток вдали от крыла называют внешним 1 — в нем трение воздуха (вязкость) практически никакой роли не играет. Поток в непосредственной близости от поверхности крыла представляет собой пограничный слой 2 и 3. Здесь действуют силы трения, а также инерционные силы, причем в передней части пограничного слоя течение воздуха ламинарное 2, а далее следует турбулентное 3. На схеме показаны так называемые точки перехода ламинарного течения в турбулентное и точки отрыва пограничного слоя от верхней поверхности крыла. Позади крыла тянется его вихревой след 4.

Профильное сопротивление крыла будет тем меньше, чем меньше будут силы трения в пограничном слое, что наблюдается в тех случаях, когда течение воздуха в пограничном слое преимущественно ламинарное, т. е. точки перехода $T_{\text{в}}$ и $T_{\text{н}}$ находятся ближе к хвостовой части профиля. Это свойственно тонким профилям с малой и нулевой кривизной (симметричным).

С увеличением толщины и кривизны профиля переход ламинарного течения в турбулентное получается более ранним и профильное сопротивление возрастает.

Большое значение имеют также обработка и состояние поверхности крыла. Шероховатость и загрязнение крыла (а также иней, снег, лед) ведут к увеличению толщины пограничного слоя и более раннему переходу

ламинарного течения в турбулентное, а тем самым — к увеличению профильного сопротивления. Поэтому с целью уменьшения профильного сопротивления крылья самолета тщательно лакируют, а при эксплуатации самолета следят за тем, чтобы они всегда были чистыми.

Другая составляющая профильного сопротивления — сопротивление давления — также зависит от очертаний профиля и его толщины, а главным образом — от угла атаки, определяющего характер распределения давления по профилю. При нулевом угле атаки симметричные профили и близкие к ним имеют меньшее сопротивление, чем вогнуто-выпуклые (при одинаковой толщине); тонкие профили имеют меньшее сопротивление, чем толстые.

Величина профильного сопротивления особенно сильно зависит от угла атаки, причем на малых углах, при которых плавность обтекания не нарушается, оно почти постоянно; с приближением же к критическому углу, когда происходит отрыв пограничного слоя от верхней поверхности крыла, влекущий за собой срыв всего потока, профильное сопротивление растет. Оно особенно сильно возрастает на закритических углах атаки, когда срыв потока начинается уже вблизи передней кромки крыла.

Посмотрим теперь, что представляет собой индуктивное сопротивление крыла и от каких факторов оно зависит.

При полете самолета со скоростью V и углом атаки α (рис. 26, а) возникает, как известно, подъемная сила Y , действующая на крыло самолета. В соответствии с за-

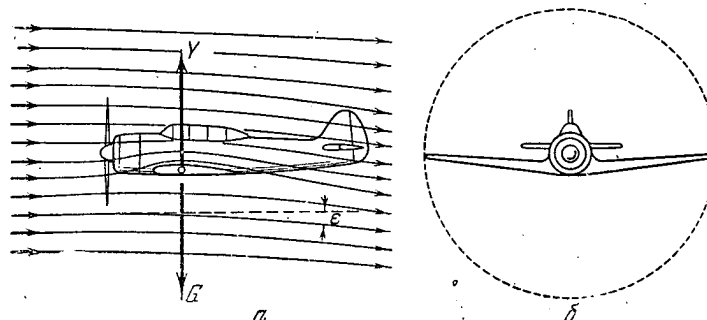


Рис. 26. Скос потока крылом и сечение области, на которой сказывается скос потока

конами механики каждое действие вызывает равное по величине и противоположно направленное противодействие. Следовательно и крыло будет действовать на обтекающий его воздушный поток с силой, равной по величине подъемной силе, но направленной вниз. Наличие этой силы приводит к тому, что в результате поток скашивается. Максимальное значение угла скоса потока ϵ достигается за задней кромкой крыла. У передней же кромки скос потока равен нулю. Таким образом, по мере обтекания профиля воздушный поток постепенно отклоняется вниз.

Как уже указывалось, подъемная сила крыла направлена перпендикулярно набегающему потоку. Следовательно, фактическая подъемная сила также должна быть отклонена назад на некоторый угол и ее направление не будет перпендикулярным по отношению к невозмущенному потоку перед крылом. Так как угол скоса потока увеличивается от нуля до величины ϵ , то условно считают, что подъемная сила отклоняется назад на угол, равный $\frac{\epsilon}{2}$.

Разложив фактическую подъемную силу на составляющие — перпендикулярную и параллельную набегающему невозмущенному потоку воздуха, мы видим, что отклонение назад подъемной силы приводит к появлению силы Q_i . Эта сила направлена в сторону профильного сопротивления и носит название индуктивного сопротивления. Так как индуктивное сопротивление является составляющей подъемной силы, то по природе своего возникновения оно относится к сопротивлению давления.

Коэффициент индуктивного сопротивления c_{xi} равен:

$$c_{xi} = -\frac{c_y^2}{\pi\lambda},$$

где λ — удлинение крыла.

Из этой формулы видно, что коэффициент индуктивного сопротивления прямо пропорционален c_y^2 и обратно пропорционален удлинению крыла.

Прямопропорциональная зависимость от c_y^2 объясняется тем, что увеличение коэффициента c_y означает увеличение силы, отбрасывающей поток вниз, и, следовательно, увеличение скоса потока и коэффициента c_{xi} .

Обратнопропорциональная зависимость от удлинения крыла (если подъемная сила сохраняется прежней и не изменяется скорость полета) объясняется тем, что крыло большего удлинения с той же силой отбрасывает большую массу воздуха (считается, что влияние крыла на поток распространяется на область, диаметр которой примерно равен размаху крыла, рис. 26,б), что ведет к уменьшению скоса потока и коэффициента c_{xi} .

Итак, лобовое сопротивление крыла состоит из индуктивного и профильного сопротивлений, т. е.

$$Q = Q_i + Q_p,$$

или, в коэффициентах,

$$c_x = c_{xi} + c_{xp}.$$

§ 25. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ КРЫЛЬЕВ. ПОЛЯРА КРЫЛА

Численные значения коэффициентов c_y и c_x находят опытным путем при испытании крыльев в аэродинамической трубе. Простейшая схема такого испытания показана на рис. 27.

Крыло (или его модель) устанавливают в рабочей части трубы на аэродинамических весах под заданным углом атаки α . Затем пускают в ход вентилятор. На модель начинают действовать составляющие полной аэродинамической силы — подъемная сила Y и сила лобового сопротивления Q . Представим себе, что рычажки aa аэродинамических весов могут свободно перемещаться вдоль оси трубы и перпендикулярно к ней. В таком случае, если полную аэродинамическую силу крыла или ее составляющие не уравновесить, то под действием их модель переместится вверх и назад. Силу Q можно уравновесить гирей, вес которой G даст величину лобового сопротивления модели. Подъемную же силу Y можно уравновесить двумя гирями G_1 и G_2 , суммарный вес которых и даст величину подъемной силы.

Измерив таким путем силы Y и Q , нетрудно подсчитать коэффициенты c_y и c_x :

$$c_y = \frac{Y}{\frac{\rho}{2} V^2 S} \text{ и } c_x = \frac{Q}{\frac{\rho}{2} V^2 S}.$$

Подставив в правые части этих формул найденные из опыта значения сил Y и Q , а также значения замеренного скоростного напора и площади крыла, производят подсчет и находят числовые значения коэффициентов для крыла данной формы при угле атаки α .

Аэродинамические коэффициенты, найденные таким путем, только в том случае применимы для определения

аэродинамических сил, действующих на крыло в полете, если испытанная модель крыла геометрически подобна крылу самолета, одинаково с ним ориентирована относительно потока и если соблюдено подобие обтекания крыла в трубе и крыла в полете.

Описанное испытание крыла производят при разных углах атаки и, следовательно, получают ряд значений коэффициентов, которые сводятся в таблицу. В качестве примера ниже приведена такая таблица, полученная при продувке одного из плоско-выпуклых профилей.

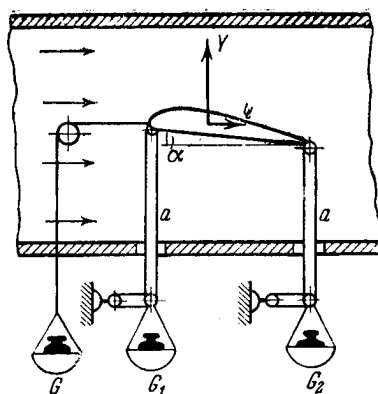


Рис. 27. Простейшая схема замера аэродинамических сил крыла

α	-6	-4	-2	0	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20
C_y	0,18	0,32	0,44	0,58	0,72	0,84	0,98	1,08	1,16	1,24	1,28	1,30	1,28	1,26
C_x	0,014	0,02	0,024	0,034	0,04	0,06	0,08	0,10	0,12	0,14	0,18	0,22	0,26	0,36

Поляра крыла. Полярой крыла называется кривая, изображающая зависимость между коэффициентами подъемной силы и лобового сопротивления. Для построения поляры пользуются координатными осями Ox и Oy (рис. 28,а), из которых одна параллельна вектору скорости V , другая перпендикулярна ему. Эти оси называются *поточными* и, или *скоростными* осями координат. По оси Ox откладываются величины коэффициента C_x , а по оси Oy — величины коэффициента

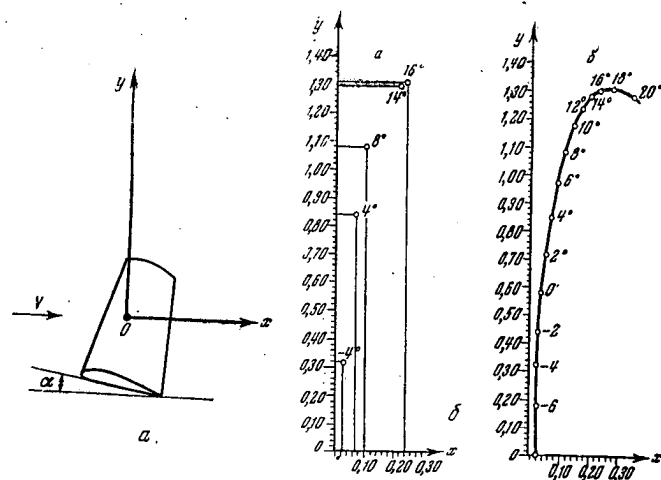


Рис. 28. Поточные оси координат и построение поляры крыла
(в одинаковых масштабах для s_y и s_x)

s_y , причем масштаб для s_x обычно берут больший, чем для s_y . Но покажем построение при равных масштабах, чтобы было понятно, почему эта кривая называется полярной.

Разметим на осях, начиная от начала координат (рис. 28,б), равные отрезки, а каждый из них разделим на десять равных частей. Будем считать, что на обеих осях отрезок равен 0,10 (например, сантиметра), а его десятая часть, следовательно, равна 0,01. Далее, возьмем из таблицы численные значения коэффициентов для какого-нибудь угла атаки, например для $\alpha = -4^\circ$. Для этого угла $s_y = 0,32$ и $s_x = 0,02$. Откладываем эти величины на осях от начала координат, т. е. точки O (которую называют также полюсом); затем из концов отложенных отрезков восстанавливаем перпендикуляры к осям и около точки пересечения перпендикуляров надписываем данный угол атаки (-4°). Точно так же поступаем и с другими численными значениями коэффициентов для углов атаки $4^\circ, 8^\circ$ и т. д. Используя подобным образом всю таблицу, получим ряд точек с надписанными около них значениями углов атаки. Соединив эти точки плавной кривой линией, мы и получим полярю данного крыла.

Почему же полученная кривая называется полярной? Дело в том, что начерченную кривую можно рассматривать как кривую, описанную концом вектора c_R при изменении угла атаки (рис. 29,а). Но любое положение конца вектора c_R можно найти, если известны длина этого вектора и угол качества Θ . Поэтому, приняв точку O за полюс, а ось Oy за полярную ось, можно по ряду значений вектора c_R и угла Θ построить полученную выше кривую. Построенные таким путем кривые носят название поляр.

Пользование полярной очень просто.

Возьмем полярную некоторого крыла (рис. 29,б). Желая узнать величины коэффициентов c_y и c_x при каком-либо угле атаки, например при $\alpha = 13^\circ$, нужно из точки, около которой написано 13° , опустить перпендикуляры на оси координат; в точках пересечения этих перпендикуляров прочтем значения коэффициентов при угле атаки 13° .

Узнав значения c_y и c_x , можем подсчитать качество крыла. Если полярная построена в равных масштабах на обеих осях, то легко найти при заданном угле атаки величину коэффициента c_R и угол качества. Для этого из точки полярной, соответствующей заданному углу атаки, проводим прямую в начало координат; полученный вектор изобразит коэффициент c_R , а угол между этим вектором и осью Oy будет искомым углом качества (измерить его можно транспортиром). Коэффициент c_R и угол качества можно подсчитать и по известным значениям c_y и c_x , так как

$$c_R = \sqrt{c_y^2 + c_x^2} \quad \text{и} \quad \text{ctg } \Theta = K$$

Имея полярную крыла, можно определить характерные углы атаки α_0 , $\alpha_{\text{наив}}$ и $\alpha_{\text{кр}}$.

Угол атаки нулевой подъемной силы α_0 соответствует точке полярной, для которой $c_y = 0$; следовательно, эта точка лежит на пересечении полярной с осью Ox (рис. 29,б).

На критическом угле атаки коэффициент c_y имеет максимальное значение; следовательно, точку полярной для угла $\alpha_{\text{кр}}$ найдем, проведя касательную к кривой параллельно оси Ox .

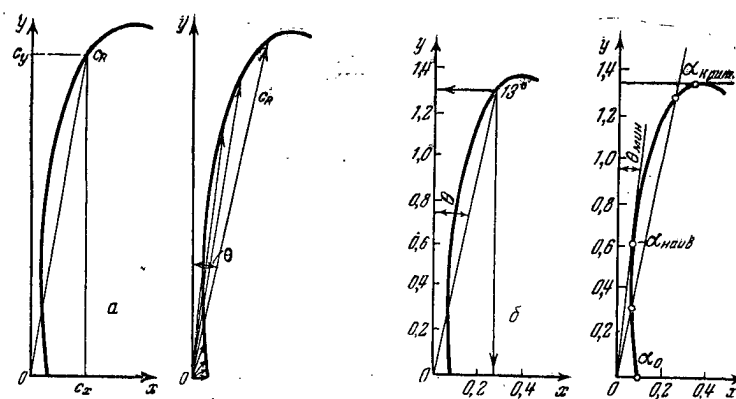


Рис. 29. Еще о поляре крыла: а — объяснение, почему кривая c_y по c_x представляет собой полярю; б — пользование полярной крыла

Наивыгоднейшему углу атаки соответствует наибольшее качество крыла; при наибольшем качестве угол атаки θ будет минимальным; поэтому проводим из начала координат касательную к кривой, которая и определяет угол $\theta_{мин}$, а точка касания покажет $\alpha_{наив}$.

На поляре крыла, построенной в одинаковых масштабах на обеих осях, величину коэффициента c_x определить с достаточной точностью трудно, так как на летных углах атаки коэффициент c_x в несколько раз меньше коэффициента c_y . Поэтому для большей точности отсчета коэффициента c_x масштаб по этой оси обычно берут в 5 или даже 10 раз больше, чем для коэффициента c_y . При пользовании такой кривой уже нельзя графически определить коэффициент c_R и угол качества. Такая кривая не является полярной, но на практике ее обычно во всех случаях называют полярной.

Поляра крыла наглядно показывает не только характер изменения коэффициентов c_y и c_x при изменении угла атаки; она может также отразить и влияние формы профиля и других факторов на эти коэффициенты. Например, у тонких профилей на критическом угле атаки нарушение обтекания происходит резко, поэтому коэффициент подъемной силы падает тоже резко и, следовательно, поляра круто загибается вниз; у толстых же

профилей нарушение обтекания происходит более плавно, поэтому поляра загибается вниз тоже плавно.

Благодаря большой наглядности поляра крыла очень удобна для пользования при расчетах, при сравнении или выборе профилей, при анализе аэродинамических качеств крыла и т. п.

§ 26. МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА (СПОСОБЫ УВЕЛИЧЕНИЯ МАКСИМАЛЬНОЙ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ)

Подъемная сила крыла достигает максимальной величины при угле атаки $16—18^\circ$ (см. рис. 28,б) — критическом, с переходом за который идет на уменьшение. Это ограничивает летные возможности самолета и порождает такие его недостатки, как потеря управляемости и устойчивости при сверхкритическом угле атаки и большая скорость при отрыве от земли и при посадке. Эти недостатки частично удается уменьшить путем применения так называемых разрезных, или щелевых, крыльев, идея которых была впервые предложена и теоретически обоснована С. А. Чаплыгиным. Позже такие крылья получили название механизированных. Механизация крыла имеет целью получить возможно больший коэффициент подъемной силы ($C_{y_{\max}}$), т. е. отодвинуть нарушение обтекания крыла на больший угол атаки (до $25—30^\circ$).

Механизированным называется крыло, снабженное предкрылком, закрылком, щитком или комбинацией их (рис. 30).

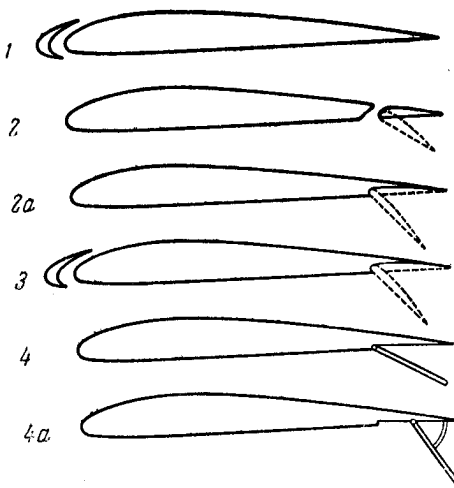


Рис. 30. Механизированные крылья: 1 — крыло с предкрылком; 2 — крыло со щелевым закрылком; 2а — крыло с простым закрылком; 3 — крыло с предкрылком и закрылком; 4 — крыло с простым щитком; 4а — крыло со скользящим щитком

Крыло с предкрылком состоит из двух частей: основного крыла и расположенного впереди него узкого крылышка — предкрылка, связанного с основным крылом шарнирными тягами. С помощью этих тяг предкрылок может быть плотно прижат к крылу, образуя с ним как бы одно целое, или же отодвинут от основной части крыла, так что между крылом и предкрылком образуется щель. Профиль предкрылка является частью профиля крыла. Предкрылок делается по всему размаху крыла или на концевых частях крыла.

На рис. 31, а даны схемы обтекания крыла с прижатым и отодвинутым предкрылком на угле атаки 25° — 32° . Они показывают, что с прижатым предкрылком обтекание очень сильно нарушено, так как срыв потока с верхней поверхности крыла начинается уже в носовой части профиля, результатом чего является резкое падение подъемной силы. С отодвинутым же предкрылком срыв потока происходит значительно позже. Такая «затяжка» срыва объясняется тем, что струи воздуха, протекая через узкую щель, увеличивают свою скорость, что и препятствует отрыву струй от верхней поверхности крыла — «затягивает срыв» до больших, чем без предкрылка, углов атаки.

Таким образом, наличие щели увеличивает (отодвигает) критический угол атаки, т. е. подъемная сила может расти не до угла 16° — 18° , как обычно, а до угла атаки в 25° и даже больше. Иными словами, наличие

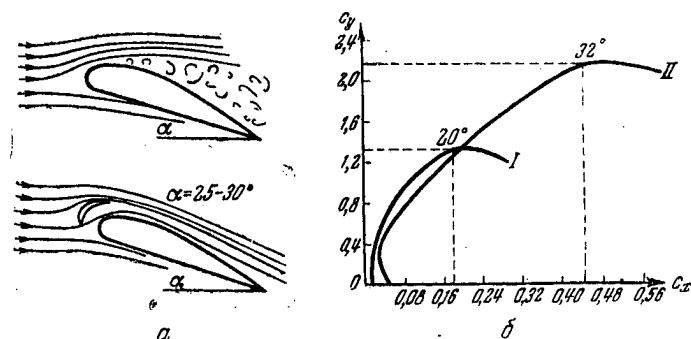


Рис. 31. Обтекание механизированного крыла: а — обтекание обычного крыла и крыла с предкрылком; б — поляры крыла с прижатым предкрылком (I) и с отодвинутым (II)

щели увеличивает коэффициент $c_{\text{макс}}$ (рис. 31,б), а тем самым и максимальную подъемную силу крыла. Но вместе с этим отодвинутый предкрылок дает увеличение и коэффициента лобового сопротивления c_x .

Предкрылки обычно бывают автоматические. Действие такого предкрылка основано на том, что на малых углах атаки аэродинамическая сила, действующая на предкрылок, мала и дает слагающую, направленную назад, т. е. прижимающую предкрылок к крылу. По мере же увеличения угла атаки аэродинамическая сила растет, изменяя свое направление так, что дает слагающую, направленную вперед, т. е. стремящуюся выдвинуть предкрылок; под действием этой силы предкрылок отодвигается вперед и открывает щель.

Иногда предкрылок делают фиксированным, т. е. неподвижным (например, на самолете Як-12). В этом случае щель всегда открыта, хотя на малых углах атаки это и невыгодно, поскольку отодвинутый предкрылок увеличивает лобовое сопротивление крыла.

Крыло с закрылком (см. рис. 30) состоит из основной части крыла и соединенного с ним шарнирно закрылка, который может быть отклонен вниз. Закрылок иногда представляет собой хвостовую часть крыла (щелевой закрылок, см. рис. 30,2) или чаще вписывается в последнюю, составляя часть профиля крыла (простой закрылок, см. рис. 30,2а).

При щелевом закрылке, даже еще не отклоненном, имеется некоторое увеличение максимального коэффициента подъемной силы, так как струи воздуха, проходя через щель, улучшают обтекание верхней поверхности крыла. При отклонении закрылка вниз на угол $30\text{—}40^\circ$ (и более) происходит значительное увеличение максимального коэффициента подъемной силы; отклонение закрылка вниз изменяет форму профиля крыла, увеличивает его кривизну (рис. 32,а), что и влечет за собой увеличение подъемной силы. Однако попутно с этим значительно увеличивается и лобовое сопротивление крыла.

Закрылки обычно располагают в центральной части крыла, а не по всему размаху, поскольку на концевых частях крыла имеются элероны. Для усиления действия закрылка иногда и элероны используются как закрылки, причем управление элеронами в таком случае вы-

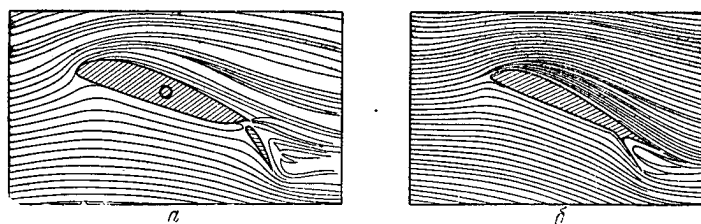


Рис. 32. Спектры обтекания крыла: а — с отклоненным закрылком; б — с отклоненным щитком

полняется так, чтобы была возможность и обычного управления ими.

Крыло с предкрылком и закрылком (см. рис. 30,3) дает наибольшее увеличение максимальной подъемной силы, но при этом и лобовое сопротивление увеличивается больше.

Крыло со щитком также дает увеличение подъемной силы, хотя и не дает возможности полета на углах атаки, превышающих обычный критический угол. Щитки представляют собой отклоняющиеся вниз непрофилированные поверхности, расположенные у задней кромки крыла (см. рис. 30). Применяются два основных типа щитков: простой щиток с нескользящим шарниром (рис. 30,4) и со скользящим шарниром (рис. 30,4а).

Действие щитков аналогично действию щелевых закрылков. Отклоненный вниз щиток изменяет кривизну профиля крыла и вызывает интенсивное отсасывание пограничного слоя, обтекающего верхнюю поверхность крыла; отсасывание происходит за счет сильного разрежения, образующегося между хвостовой частью крыла и отклоненным щитком (рис. 32,б). Это упорядочивает поток над крылом, препятствует преждевременному срыву и приводит к увеличению коэффициента $c_{y \text{ макс.}}$. Одновременно с этим отклоненные щитки дают еще более сильное увеличение коэффициента лобового сопротивления, т. е. качество крыла уменьшается.

Самолеты Як-18 и Як-11 снабжены только щитками.

Итак, основным достоинством механизированного крыла является возможность увеличения максимальной подъемной силы. Это позволяет уменьшить посадочную скорость и скорость отрыва и тем самым сократить дли-

ны пробега и разбега. Но и в полете механизированное крыло, если оно снабжено предкрылком, имеет большое преимущество перед простым крылом. При большом увеличении угла атаки (иногда по ошибке летчика) предкрылок, открывая щель и улучшая обтекание крыла, отодвигает критическое обтекание до большего угла и, следовательно, угол атаки, на котором летит самолет, сразу оказывается значительно меньше критического. Поэтому самолет остается вполне устойчивым и управляемым.

ГЛАВА V

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

§ 27. ПОДЪЕМНАЯ СИЛА И ЛОБОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ САМОЛЕТА

Подъемная сила самолета в основном создается крылом. В действительности некоторую подъемную силу создают оперение, фюзеляж и другие части самолета, находящиеся в потоке. Из этих частей наибольшую подъемную силу могло бы создать горизонтальное оперение, но развиваемая им подъемная сила бывает направлена по-разному — то вниз, то вверх, так как руль высоты отклоняется вверх и вниз. Иногда подъемные силы этих частей все же учитывают, однако учет их путем простого сложения с подъемной силой крыла получается неточным; крыло, фюзеляж и оперение совместно обтекаются потоком несколько иначе, чем если каждая часть обтекается отдельно. Возникает взаимное аэродинамическое влияние, и поэтому подъемная сила самолета, строго говоря, не равна сумме подъемных сил крыла, оперения и фюзеляжа. Вследствие этого, если надо знать точно подъемную силу самолета, продувают его модель (или даже самолет в натуральную величину) и получают коэффициент c_y для всего самолета, которым и пользуются при расчетах.

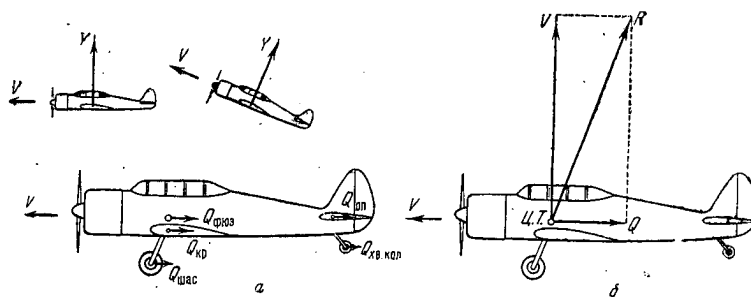


Рис. 33. Подъемная сила и лобовое сопротивление самолета и их равнодействующая — полная аэродинамическая сила самолета

Приближенно можно считать, что подъемная сила самолета в целом равна подъемной силе его крыла, т. е.

$$Y_{\text{сам}} = Y_{\text{кр}}$$

и

$$C_{y \text{ сам}} = C_{y \text{ кр}}.$$

Вектор подъемной силы всегда перпендикулярен вектору воздушной скорости самолета (рис. 33,а).

Каково же лобовое сопротивление всего самолета?

На рис. 33,а показаны силы лобового сопротивления крыла и других частей самолета. Если все эти силы сложить, то их сумма (равнодействующая) и будет лобовым сопротивлением самолета. Однако такой подсчет был бы и здесь неточен, если не учесть взаимного аэродинамического влияния одних частей на другие, которое принято называть интерференцией*.

Таким образом, лобовое сопротивление самолета равно сумме лобовых сопротивлений крыла и всех других частей самолета — с учетом интерференции:

$$Q_{\text{сам}} = Q_{\text{кр}} + (Q_{\text{фюз}} + Q_{\text{шас}} + Q_{\text{оп}} + \dots).$$

Так как принято считать, что все части самолета, кроме крыла, не дают подъемной силы, то сумму лобовых сопротивлений этих частей называют вредным сопротивлением. Поэтому сказанное выше можно записать так:

$$Q_{\text{сам}} = Q_{\text{кр}} + Q_{\text{вр}} \quad (\text{с учетом интерференции}),$$

или, в коэффициентах,

$$C_{x \text{ сам}} = C_{x \text{ кр}} + C_{x \text{ вр}} \quad (\text{с учетом интерференции}).$$

* Латинское слово, означающее взаимное влияние.

Подъемная сила и сила лобового сопротивления самолета являются составляющими полной аэродинамической силы R , действующей на самолет в полете (рис. 33,б). Если направление воздушной скорости V лежит в плоскости симметрии самолета, то сила R тоже лежит в плоскости симметрии.

В дальнейшем будут разбираться вопросы аэродинамики самолета в целом, а не изолированного крыла; поэтому аэродинамические силы самолета будем обозначать просто буквами R , Y , Q , помня, однако, что у самолета $Q = Q_{кр} + Q_{вр}$ и их коэффициенты — просто c_R , c_y и c_x , не забывая, однако, что $c_x = c_{x\text{кр}} + c_{x\text{вр}}$.

§ 28. ПОЛЯРА САМОЛЕТА

Полярой самолета называется кривая, изображающая зависимость между коэффициентами подъемной силы и лобового сопротивления самолета.

В предыдущем параграфе было выяснено, что коэффициент подъемной силы самолета тот же, что и крыла (которым снабжен данный самолет), а коэффициент лобового сопротивления равен сумме коэффициентов $c_{x\text{кр}}$ и $c_{x\text{вр}}$. Последний на летных углах атаки остается почти

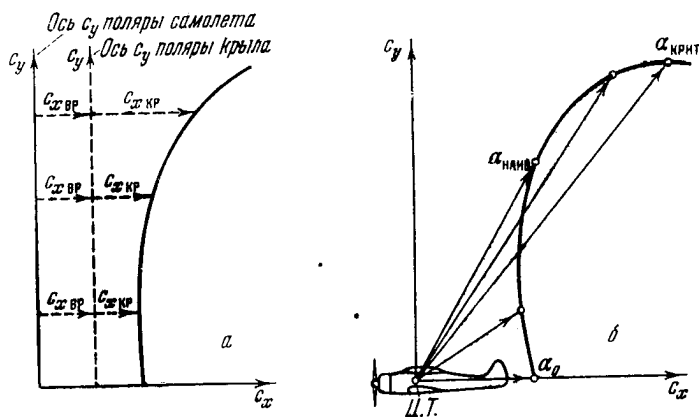


Рис. 34. Поляра самолета: а — перестроение поляры крыла в полярю самолета; б — физический смысл поляры самолета

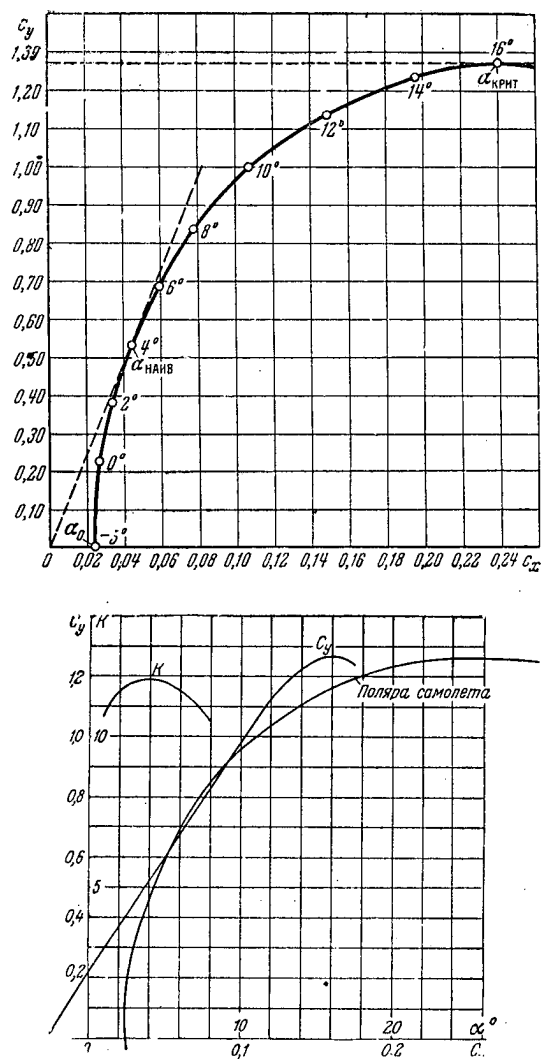


Рис. 35. Вверху — поляра самолета Як-18 (масштаб для C_x в 5 раз больше, чем для C_y); внизу — поляра самолета Як-18 без разметки углов атаки и кривые коэффициента C_y и качества самолета K по углу атаки α

постоянным. Вследствие этого построение поляры самолета сводится к весьма простому перестроению поляры крыла.

Пусть дана поляра крыла (рис. 34,а) и подсчитан коэффициент вредного сопротивления самолета. Тогда для получения поляры самолета надо на всех углах атаки прибавить к величине коэффициента $c_{x\text{кр}}$ величину коэффициента $c_{x\text{вр}}$, взятую в том же масштабе. Если это проделать, то поляра крыла сдвинется вправо на расстояние, равное величине коэффициента $c_{x\text{вр}}$. Но проще передвинуть на то же расстояние влево ось подъемной силы, что обычно и делают (рис. 34).

Поляра самолета может быть получена и путем испытания самолета (или его модели) в аэродинамической трубе. При этом можно показать, что такое поляра. Для этого представим себе модель самолета (рис. 34,б), которая может вращаться на поперечной оси, проходящей через центр тяжести модели; если, вращая модель, устанавливать ее в потоке под разными углами атаки от α_0 до $\alpha_{\text{крит}}$, то вектор полной аэродинамической силы R , возрастая по мере увеличения угла атаки, опишет своим концом кривую, которая и будет полярой данного самолета.

На рис. 35 и 36 даны поляры самолетов Як-18 и Як-11, причем масштаб для c_x взят в пять раз больше, чем для c_y . Для облегчения пользования полярой мы даем ее с разметкой углов атаки, но в технических описаниях самолетов, как и в курсах аэродинамики, поляра дается без разметки углов атаки, но зато вместе с полярой приводится кривая изменения

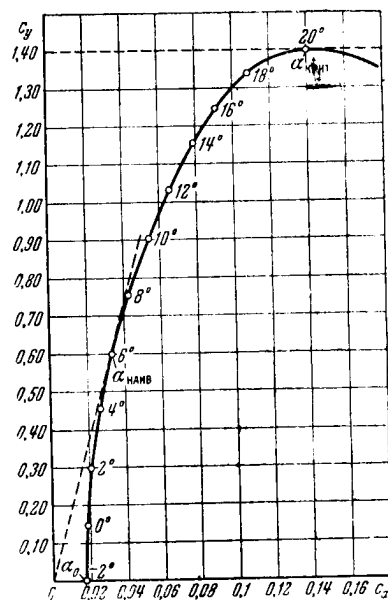


Рис. 36. Поляра самолета Як-11 (масштаб для c_x в 5 раз больше, чем для c_y)

c_y по α (рис. 35), поэтому разметку углов атаки сделать нетрудно.

Пользуются полярной характеристикой самолета так же, как и полярной крыла. Значения коэффициента c_y те же, что и у крыла, но значения коэффициентов c_R и c_x будут иными. Из характерных углов атаки не изменятся α_0 и $\alpha_{крит.}$ Что же касается угла $\alpha_{нав.}$, то у самолета он будет иным, так как максимальное качество самолета меньше, чем изолированного крыла (об этом сказано в следующем параграфе).

Поляра самолета является основной аэродинамической характеристикой самолета, поэтому необходимо хорошо понять построение ее и пользование ею. Пользование полярной характеристикой приучает лучше разбираться в аэродинамических качествах самолета, характеризующихся этой кривой.

Пример. Найти коэффициенты c_y и c_x самолета Як-18 при угле атаки $\alpha = 2^\circ$.

Ответ: $C_y = 0,38$; $c_x = 0,034$.

§ 29. АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО САМОЛЕТА. СПОСОБЫ УВЕЛИЧЕНИЯ КАЧЕСТВА

Аэродинамическим качеством самолета, подобно тому, как и крыла, называется число, показывающее, во сколько раз подъемная сила больше лобового сопротивления самолета или во сколько раз коэффициент подъемной силы c_y больше коэффициента лобового сопротивления c_x . Таким образом,

$$K_{сам} = \frac{c_y}{c_{x сам}},$$

или

$$K = \frac{c_y}{c_{x кр} + c_{x вр}}.$$

Из второй формулы ясно видно, что при одном и том же коэффициенте подъемной силы, т. е. при одном и том же угле атаки, качество самолета всегда будет меньше (хуже) качества изолированного крыла.

Качество самолета, как и крыла, при некотором угле атаки достигает максимальной величины ($K_{макс}$), и этот угол атаки называют **наивыгоднейшим** углом атаки самолета. Из второй формулы следует, что

$K_{\text{макс}}$ самолета будет всегда меньше $K_{\text{макс}}$ его крыла. У хороших крыльев $K_{\text{макс}}$ может достигать 25 и даже 30, у хороших же самолетов $K_{\text{макс}}$ редко превышает 17 и только у реактивных самолетов, благодаря совершенству их форм, качество бывает больше (заметим здесь, что, говоря о качестве самолета без указания угла атаки, обычно имеют в виду его $K_{\text{макс}}$).

Об аэродинамическом качестве самолета, как и крыла, можно судить по величине угла качества: чем меньше этот угол, тем больше качество. Следовательно, $K_{\text{макс}}$ будет при $\Theta_{\text{мин}}$. На поляре самолета, построенной в одинаковых масштабах для c_y и c_x , этот угол найдем, проведя касательную к поляре из начала координат (рис. 37); точка касания покажет наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{\text{наив}}$. Если поляра построена в разных масштабах, то угол Θ графически найти нельзя, но касательная и в этом случае обозначит наивыгоднейший угол атаки (см. рис. 35 и 36).

Качество самолета, как и крыла, зависит от угла атаки. На угле атаки нулевой подъемной силы качество самолета равно нулю (поскольку $c_y = 0$). Затем с увеличением угла атаки оно растет, достигая максимума при $\alpha_{\text{наив}}$. Далее, несмотря на продолжающееся увеличение коэффициента c_y , оно падает (так как c_x растет быстрее, чем c_y).

Способы увеличения качества. Для увеличения (улучшения) качества самолета стараются всеми доступными способами уменьшить коэффициенты $c_{x\text{кр}}$ и $c_{x\text{вр}}$. О способах уменьшения $c_{x\text{кр}}$ уже упоминалось ранее; основными из них являются: придание крылу аэродинамически выгодной формы в плане, выбор лучшего профиля и тщательная полировка поверхности крыла. Что же касается способов уменьшения коэффициента $c_{x\text{вр}}$, то их можно разделить на три следующие группы.

К первой группе относятся мероприятия по

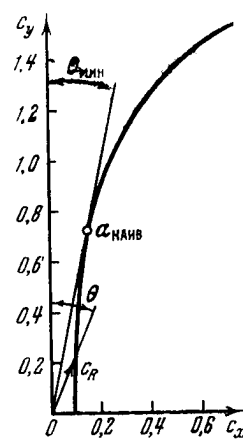


Рис. 37. Нахождение наименьшего угла качества и наивыгоднейшего угла атаки по поляре самолета, построенной в равных масштабах для c_y и c_x

приданию каждой из несущих частей самолета наиболее обтекаемой формы или закрыванию ее обтекателем, тщательная отделка деталей, полировка их и т. д. Для уменьшения лобового сопротивления двигателей воздушного охлаждения их помещают в кольцевые капоты, представляющие собой короткие цилиндры, стенки которых имеют крыльевой профиль; такой капот, надетый на двигатель, выравнивает возмущенный поток позади двигателя и, улучшая обтекание, уменьшает лобовое сопротивление.

Ко второй группе можно отнести мероприятия по уменьшению количества несущих частей самолета, переход к схеме моноплана, применение свободнонесущего крыла, не имеющего стоек, подкосов и расчалок, применение убирающегося в полете шасси.

К третьей группе можно отнести так называемые зализы — плавные переходы от крыла к фюзеляжу, от оперения к фюзеляжу и т. д. Зализы имеют целью свести к минимуму взаимное влияние одних частей самолета на другие — отрицательную интерференцию (интерференция иногда может быть и положительной).

Итак, качество самолета служит мерой оценки аэродинамических совершенств самолета. Чем больше качество, тем лучше самолет в аэродинамическом отношении. Однако большое качество еще не гарантирует хорошую летную характеристику самолета, так как последняя зависит и от других факторов (от мощности двигателя, удельной нагрузки на крыло и др.).

На качество самолета отрицательно влияет ряд факторов. Прежде всего отметим влияние обледенения самолета в полете. Отрицательное влияние этого фактора усугубляется неожиданностью его появления и притом в наиболее трудных условиях полета. Обледенение нарушает плавность обтекания крыла и несущих частей самолета, что ведет к увеличению коэффициентов c_x кр и $c_{x\text{вр}}$. Вследствие ухудшения обтекания крыла возможно также некоторое уменьшение коэффициента подъемной силы c_y . В результате того и другого качество самолета может, очевидно, значительно уменьшиться. Подобно обледенению влияют иней, остатки мерзлого снега, плохо счищенные с крыла перед полетом, всякая порча крыла (например, вмятины), а также загрязнение

его. Заметим еще, что на качестве самолета отрицательно сказывается наружная подвеска всякого рода предметов (добавочных бензобаков и пр.), так как они увеличивают лобовое сопротивление самолета.

Для усвоения изложенного предлагаются следующие задачи.

Задача. При некотором угле атаки коэффициент подъемной силы $c_y = 0,88$ и коэффициент $c_x = 0,044$. Определить качество крыла (при этом угле атаки) и качество самолета, снабженного данным крылом, если $c_{x\text{вр}} = 0,04$.

Ответ. $K_{\text{кр}} = 20$; $K_{\text{сам}} = 10,4$.

Задача. Определить максимальное качество самолета Як-18.

Ответ. $K_{\text{макс}} = 12$.

Примечание. В дальнейшем качество самолета будем обозначать просто $K = \frac{c_y}{c_x}$, но будем иметь в виду, что у самолета $c_x = c_{x\text{кр}} + c_{x\text{вр}}$.

§ 30. ВЛИЯНИЕ СКОЛЬЖЕНИЯ САМОЛЕТА НА ПОДЪЕМНУЮ СИЛУ И НА КАЧЕСТВО

Скольжением самолета называется такое его движение, когда воздушная скорость самолета направлена не параллельно его плоскости симметрии, а под некоторым углом к ней (рис. 38). Этот угол называется углом скольжения (обозначается греческой буквой β — бэта). На рис. 38,а показан полет самолета без скольжения и полет при наличии скольжения. Таким образом, при наличии скольжения самолет летит не строго вперед, а немного боком относительно воздушной среды (это не следует путать с боковым движением относительно земли, получающимся при полете с боковым ветром).

Скольжение чаще всего возникает при полете с креном и реже при полете без крена в горизонтальном полете, на планировании и при подъеме, а еще чаще бывает на разворотах, виражах и других фигурах.

Скольжение самолета может создаваться: 1) по воле летчика, 2) вследствие ошибки летчика и 3) под влиянием посторонних причин (например, порывов бокового ветра, остановки одного из двигателей на многомоторном самолете и др.).

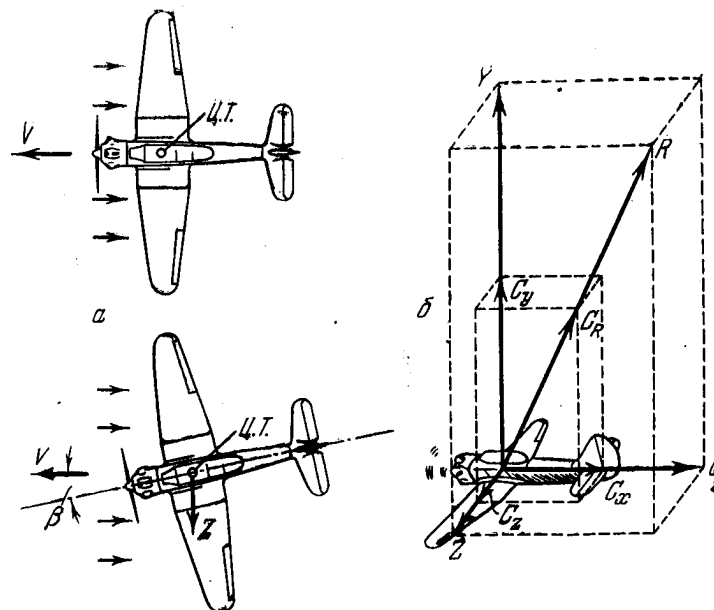


Рис. 38. Полет самолета: а — нормальный при наличии скольжения; б — разложение полной аэродинамической силы самолета (при наличии скольжения) на ее составляющие

При скольжении самолет обтекается несимметрично, вследствие чего возникает боковое давление потока на фюзеляж и вертикальное оперение, иными словами, возникает боковая сила Z . Следовательно, при скольжении полная аэродинамическая сила R уже не лежит в плоскости симметрии самолета, а несколько отклонена в сторону, обратную скольжению. Поэтому она может быть представлена (и ее коэффициент c_R) как сумма трех составляющих: Y , Q и Z (и соответственно: c_y , c_x и c_z) в поточных осях координат (рис. 38, б).

Боковая сила Z , перпендикулярная силам Y и Q , может быть подсчитана подобно подъемной силе и силе лобового сопротивления. Коэффициент c_z , зависящий от угла скольжения, находят опытным путем.

От величины угла скольжения зависят не только коэффициент c_z и сила Z , но и коэффициенты c_y и c_x , а тем самым подъемная сила самолета и его лобовое сопро-

тивление. Объясняется это тем, что при скольжении изменяется обтекание крыла и несущих частей самолета.

Представим себе, что мы установили самолет с плоским крылом при положительном угле атаки в аэродинамической трубе так, чтобы плоскость симметрии самолета совпала с направлением потока, т. е. без скольжения (рис. 39,а). Очевидно, при угле атаки α крыло разовьет некоторую подъемную силу. Теперь повернем самолет вокруг вертикальной оси на некоторый угол, т. е. создадим скольжение (рис. 39,б). Изменится ли от этого угол атаки α ? По-видимому, изменится, но это еще не вполне ясно. Поэтому, продолжая вращать самолет вокруг вертикальной оси, установим его под углом $\beta=90^\circ$ (рис. 39,в). При таком положении угол атаки будет, очевидно, равен нулю и воздух будет течь вдоль крыла, не вызывая никакой подъемной силы. Отсюда ясно, что угол атаки, безусловно, зависит от угла скольжения, а именно: с увеличением угла скольжения угол атаки уменьшается, следовательно, уменьшаются коэффициент c_y и подъемная сила.

В летной практике угол скольжения обычно бывает невелик, но все же он вызывает уменьшение угла атаки. Следовательно, при скольжении самолета всегда имеет место в той или иной мере уменьшение подъемной силы.

Кроме того, при скольжении самолета подъемные силы правого и левого полукрыльев становятся неодинаковыми. Причина этого в том, что они обтекаются неодинаково: то полукрыло, на которое самолет скользит, оказывается выдвинутым вперед (см. рис. 38,а), в результате чего изменяется распределение давления по крылу и подъемная сила выдвинутого полукрыла получается больше, чем другого полукрыла (рис. 40,а). Этому в особенности способствует поперечное V крыла, при на-

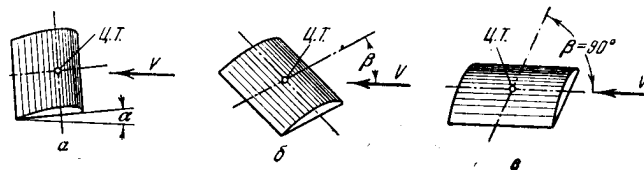


Рис. 39. Связь между углом атаки и углом скольжения

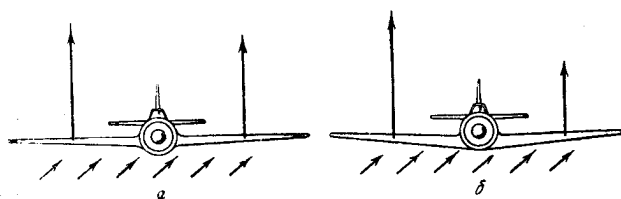


Рис. 40. Влияние скольжения самолета на подъемные силы полукрыльев, в особенности при наличии поперечного V

личии которого угол атаки выдвинутого полукрыла оказывается еще больше, чем отстающего (рис. 40,б).

Итак, при скольжении самолета, во-первых, подъемная сила его крыла несколько уменьшается; во-вторых, подъемная сила того полукрыла, в сторону которого самолет скользит, становится несколько больше подъемной силы другого полукрыла; в-третьих, вследствие несимметричного обтекания фюзеляжа и других несущих частей коэффициент лобового сопротивления c_x возрастает.

В результате уменьшения подъемной силы и увеличения лобового сопротивления аэродинамическое качество самолета уменьшается (ухудшается).

ГЛАВА VI

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

§ 31. НАЗНАЧЕНИЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ВОЗДУШНЫХ ВИНТАХ

Самолет может подняться и лететь только в том случае, если будет двигаться с достаточной поступательной скоростью. Поэтому он должен все время преодолевать сопротивление воздуха (а при разбеге — и трение колес о землю). Для этой цели служит силовая установка. У самолетов с поршневым двигателем силовая ус-

тановка состоит из поршневого двигателя внутреннего сгорания и воздушного винта.

Авиационный поршневой двигатель, рассчитанный для работы в полете, преобразует тепловую энергию топлива в энергию вращения вала.

Воздушный винт — лопастной аппарат, приводимый во вращение двигателем и предназначенный для получения тяги в воздухе, необходимой для продвижения самолета. Работа воздушного винта основана на тех же законах аэродинамики, что и работа крыла.

Воздушные винты существуют трех типов: неизменного шага, фиксированного шага и изменяемого шага.

Винт неизменного шага имеет лопасти, которые не могут поворачиваться вокруг своих осей (рис. 41). Лопасти и центральная часть винта — ступица — составляют одно целое. В ступице (если винт деревянный) имеется отверстие для помещения металлической втулки, соединяющей винт с валом двигателя (такой простой винт установлен на самолете По-2).

Винт фиксированного шага (ВФШ) имеет съемные лопасти, поэтому они могут быть установлены (на земле) под любым углом к плоскости вращения, т. е. на земле шаг винта может быть изменен. Но в полете такой винт подобен винту неизменного шага (теперь почти не применяется).

Винт изменяемого шага (ВИШ) имеет лопасти, которые во время работы могут при помощи специального управления ими автоматически поворачиваться вокруг своих осей и устанавливаться под нужным углом к плоскости вращения, т. е. шаг винта изме-

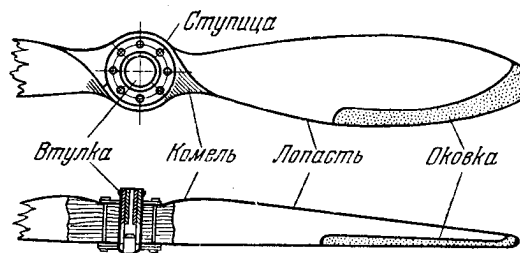


Рис. 41. Воздушный двухлопастный винт неизменного шага

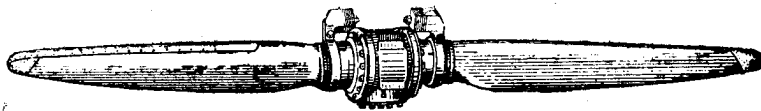


Рис. 42. Воздушный винт изменяемого шага самолета Як-18

няется в полете. Таким винтом снабжены самолеты Як-18 (рис. 42) и Як-11. В настоящее время применяются почти исключительно такие винты.

У всех винтов часть лопасти, прилегающая к втулке, называется корнем лопасти. Втулка и корень лопасти в создании силы тяги не участвуют и дают в полете вредное сопротивление, поэтому их часто закрывают обтекателем. Рабочая часть лопасти, создающая силу тяги, называется пером лопасти.

По материалу изготовления винты делятся на деревянные и металлические; по числу лопастей — на двухлопастные, трехлопастные, четырехлопастные и многолопастные; по направлению вращения — на винты правого и левого вращения, если смотреть на винт от хвоста самолета; по расположению относительно двигателя — на винты тянущие и толкающие.

К воздушным винтам предъявляются следующие основные требования: 1) винт должен быть достаточно прочным при сравнительно небольшом весе; 2) обладать симметрией весовой, геометрической и аэродинамической; 3) развивать достаточную тягу в различных условиях полета; 4) работать с наибольшей полезной отдачей мощности, затрачиваемой на его вращение, т. е. с наибольшим коэффициентом полезного действия.

Последним двум требованиям больше отвечают винты изменяемого шага. Поэтому такие винты получили наибольшее распространение.

§ 32. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИНТА. ПОСТУПЬ И СКОЛЬЖЕНИЕ ВИНТА

Геометрическими характеристиками винта, влияющими на его аэродинамику, являются форма лопастей в плане, формы профилей сечений лопасти, затем диаметр винта, его геометрический шаг и угол установки лопастей.

Формы лопастей в плане бывают разнообразны, но наиболее распространены симметричная и саблевидная формы (рис. 43,а). Сечения рабочей части лопасти имеют крыльевые профили. Как у крыла, профиль лопасти характеризуется хордой, относительной толщиной и относительной кривизной (рис. 43,б). Для большей прочности применяют лопасти переменной толщины — с постепенным утолщением к корню. Форма профилей — симметричная. Хорды сечений обычно лежат не в одной плоскости, так как лопасть выполняется закрученной (это аэродинамически выгодно). Ребро лопасти, рассекающее при вращении воздух, называется передней кромкой, а заднее — задней кромкой. Плоскость, перпендикулярная оси вращения винта, называется плоскостью вращения винта.

Диаметром D винта называется диаметр окружности, описываемой концами лопастей при вращении винта (рис. 44,а). Радиус винта R равен половине диаметра. Радиусом r какого-либо сечения лопасти называется расстояние от этого сечения до оси винта.

Посмотрим, какое значение имеет диаметр винта.

Для получения определенной силы тяги можно еже-секундно отбрасывать малую массу воздуха с большой

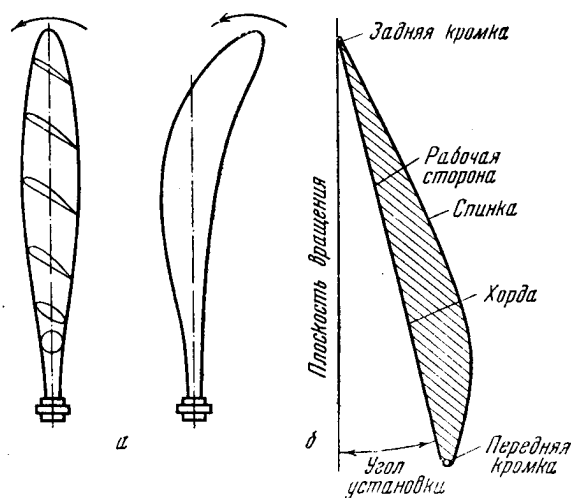


Рис. 43. Формы воздушного винта: а — формы лопастей в плане; б — профиль лопасти

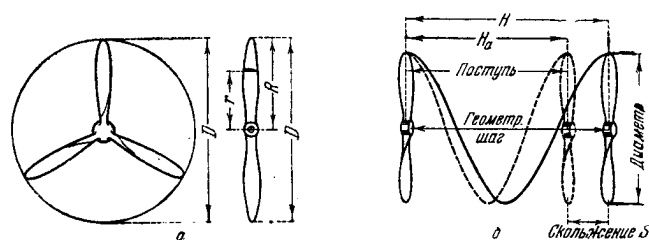


Рис. 44. Диаметр, радиус, геометрический шаг и поступь винта

скоростью (малый диаметр винта и большое число оборотов) или большую массу воздуха с малой скоростью (большой диаметр и малое число оборотов). Механика учит, что во втором случае затрата энергии будет меньше, чем в первом, т. е. выгоднее применять винты большого диаметра. Но большой диаметр, в свою очередь, невыгоден по ряду причин. В связи с этим диаметр винтов, применяемых в авиации, колеблется от 2 до 5 м.

Геометрическим шагом H воздушного винта (рис. 44, б) называется расстояние, которое движущийся поступательно винт должен был бы пройти за один свой полный оборот, если бы двигался в воздухе, как в твердой нарезке.

Понятие «шаг винта» было введено когда-то первыми строителями морских винтов и позже перешло в авиацию. Это понятие связано с устаревшим взглядом на работу винта как на процесс ввинчивания винта в жидкость. С развитием аэрогидродинамики выяснилось, что такой взгляд неточен, так как не объясняет сложных явлений в работе винта. Но понятие «шаг винта» удобно при анализе работы винта.

Представим себе, что на вращающийся идвигающийся поступательно винт надет цилиндр произвольного радиуса r (рис. 45). Тогда сечение винта на этом радиусе опишет на поверхности цилиндра винтовую линию. Если отрезок цилиндра, равный шагу винта H , разрезать по линии OO' и развернуть, то в полученном прямоугольнике $OO'BC$ винтовая линия превратится в диагональ, а сечение лопасти займет на ней некоторое положение AB . Как видим, сечение наклонено к плоскости вращения под некоторым углом. Угол наклона сечения лопасти к плоскости вращения винта называют углом

установки лопасти на радиусе r и обозначают греческой буквой φ (фи).

Из прямоугольного треугольника находим, чему равен шаг винта:

$$H = 2\pi r \operatorname{tg} \varphi.$$

Эта формула, как и рис. 45, показывает, что шаг винта будет тем больше, чем больше будет угол установки лопасти на одном и том же радиусе r .

Если все сечения винта имеют одинаковый шаг, то такой винт называют винтом с постоянным шагом вдоль лопасти. Если же различные сечения винта имеют разный шаг, то такой винт называют винтом с переменным шагом вдоль лопасти.

Современные винты обычно имеют переменный шаг вдоль лопасти, так как это аэродинамически выгоднее. При постоянном шаге все сечения лопасти набегают на воздух под разными углами атаки, т. е. работают по-разному — одни выгодно, другие менее выгодно (угол атаки и угол установки, как увидим дальше, не одно и то же, хотя между ними и есть связь). Переменный же шаг позволяет сконструировать винт так, чтобы все сечения лопасти набежали на воздух примерно под одинаковым углом атаки, который при определенной скорости полета будет наивыгоднейшим.

Но если все сечения винта имеют разный шаг, то возникает вопрос: что считать за шаг такого винта?

За шаг такого винта условились считать шаг сечения, отстоящего от оси винта на расстоянии $r = 0,75 R$, где R — радиус винта. Этот шаг называется номинальным и соответствующий ему угол установки лопасти — номинальным углом установки.

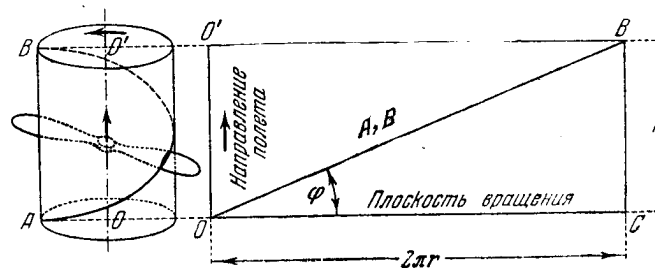


Рис. 45. Развертка винтовой линии

Поступь и скольжение винта. Поступью воздушного винта называется действительное расстояние, на которое движущийся поступательно винт продвигается в воздухе (вместе с самолетом) за один свой полный оборот. Если скорость самолета V м/сек и число оборотов винта в секунду n , то поступь H_a можно найти по формуле:

$$H_a = \frac{V}{n}.$$

Поступь винта несколько меньше его геометрического шага. Это объясняется тем, что вследствие малой плотности воздуха по сравнению с твердой нарезкой винт как бы немного проскальзывает при вращении. Поэтому разность между геометрическим шагом и поступью называют скольжением винта. Величина скольжения S равна:

$$S = H - H_a.$$

§ 33. УГОЛ АТАКИ ЭЛЕМЕНТА ЛОПАСТИ И ЗАВИСИМОСТЬ ЕГО ОТ ПОСТУПАТЕЛЬНОЙ И ОКРУЖНОЙ СКОРОСТЕЙ

Углом атаки элемента лопасти, подобно углу атаки крыла, называется угол между хордой элемента и направлением его движения.

Из рис. 46 видно, что если бы поступь винта H_a равнялась его шагу H , то элемент двигался бы по линии OB , и так как хорда элемента совпадает с линией OB , то угол атаки элемента был бы равен нулю. При нулевом угле атаки лопасти развили бы некоторую тягу, но она, вообще говоря, оказалась бы недостаточной для полета. В действительности поступь винта меньше шага, поэтому сечение будет двигаться не по линии OB , а по линии OF . При этом хорда сечения образует с направлением движения некоторый положительный угол атаки α .

Рассматривая рис. 46,а, можно сделать два важных вывода для понимания работы винта:

1. В полете угол атаки α будет меньше угла установки φ .
2. Угол атаки будет тем больше (при одной и той же поступи), чем больше угол установки, т. е. чем больше шаг винта.

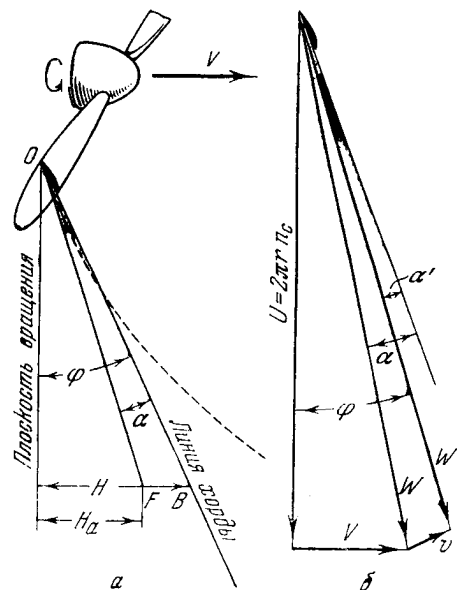


Рис. 46. Угол установки и угол атаки лопасти: а — угол атаки элемента лопасти; б — скорости элемента лопасти

Теперь выясним, что надо понимать под направлением движения элемента лопасти. Это даст возможность лучше понять, что такое угол атаки лопасти и от каких еще факторов он зависит.

Действие лопастей винта аналогично действию крыла. Но движение винта сложнее, так как лопасти винта имеют в полете две скорости: окружную и поступательную (рис. 46,б). Сложив обе скорости по правилу треугольника, получим результирующую скорость W , с которой элемент движется по некоторой винтовой линии, и нетрудно видеть, что

$$W = \sqrt{V^2 + U^2}.$$

Следовательно, углом атаки элемента лопасти будет угол α , образованный хордой элемента и направлением результирующей скорости W . В действительности картина получается даже несколько сложнее, так как винт, за-

сасывая и вращая воздух, отбрасывает его назад, т. е. сообщает ему некоторую дополнительную скорость v , которую называют скоростью подсасывания. Поэтому истинная результирующая скорость W' будет по величине и направлению несколько отличаться от скорости W , так как последнюю надо геометрически сложить со скоростью v . Таким образом, результирующая скорость W' будет равна замыкающей стороне не треугольника, а четырехугольника скоростей, и истинный угол атаки α' будет также отличаться от угла α .

Скорость есть расстояние, пройденное в секунду. Но за секунду винт делает много оборотов. Если число оборотов винта равно, например, 1800 об/мин, то в секунду оно будет $n_c = \frac{1800}{60} = 30$ об/сек.

Чтобы изобразить в развернутом виде движение элемента лопасти за одну секунду и получить таким образом окружную, поступательную и результирующую скорости, нужно длину окружности $2\pi r$ и поступь винта H_a умножить на n_c , т. е. увеличить рис. 46,а в нашем примере в 30 раз. Условно, не в масштабе, это и показывает рис. 46,б.

Таким образом, величина угла атаки α зависит от соотношения поступательной скорости V и окружной скорости U , или, иначе, от отношения поступательной скорости к числу оборотов винта в секунду, т. е. от поступи винта. При неизменном же числе оборотов угол атаки будет зависеть только от поступательной скорости, т. е. от скорости полета. Отсюда можно сделать следующие предварительные выводы о работе винта неизменного шага и винта фиксированного шага.

1. При работе винта на месте вследствие того, что поступательная скорость $V = 0$ (рис. 47,а), лопасти винта будут иметь наибольший возможный угол атаки, равный углу установки (в действительности немного меньший благодаря наличию скорости v).

2. При появлении поступательной скорости угол атаки лопастей становится меньше угла установки (рис. 47,б).

3. С увеличением скорости полета угол атаки лопастей уменьшается (рис. 47,в и г).

4. При большой скорости полета угол атаки лопастей

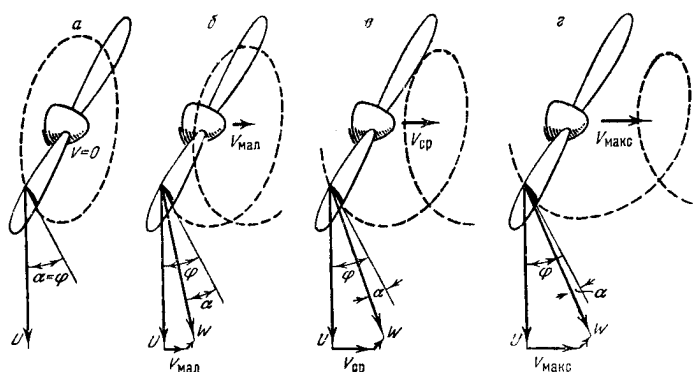


Рис. 47. Работа винта неизменного шага. Изменение угла атаки элемента лопасти в зависимости от скорости полета

может стать даже отрицательным. В этом случае поступь будет больше шага.

Таким образом, чем больше скорость полета, тем меньше угол атаки лопастей при неизменных числе оборотов и окружной скорости. Если скорость полета V неизменна, а падают обороты, то при этом угол атаки будет тоже уменьшаться и может стать отрицательным даже при небольшой скорости полета. Следовательно, чем меньше число оборотов при одной и той же скорости полета V , тем меньше угол атаки лопастей.

Сделанные выводы помогут понять, как изменяется сила тяги винта неизменного шага при изменении скорости полета и числа оборотов.

§ 34. СИЛА ТЯГИ И ТОРМОЗЯЩИЙ МОМЕНТ ВИНТА И РЕЖИМЫ ЕГО РАБОТЫ

Вырежем мысленно на каждой лопасти винта элемент, ограниченный двумя очень близко отстоящими друг от друга сечениями (рис. 48,а). Такой элемент можно рассматривать как маленькое крыло, движущееся со скоростью W при угле атаки α . Подобно тому как при обдувании воздухом крыла возникает аэродинамическая сила R , так и в данном случае при обдувании элемента винта возникает (по тем же причинам) эле-

ментарная аэродинамическая сила ΔR . Эту силу можно разложить на две составляющие: параллельную оси винта и параллельную плоскости вращения. Первая составляющая будет элементарной силой тяги ΔP , вторая — элементарной силой сопротивления вращению, или тормозящей силой ΔQ .

Таким образом, на элементы каждой лопасти будут действовать элементарные силы $\Delta P_1, \Delta P_2, \Delta P_3 \dots$ и $\Delta Q_1, \Delta Q_2, \Delta Q_3 \dots$

Все элементарные силы тяги обеих лопастей параллельны оси винта и направлены в одну сторону; сложив их, получим силу тяги P всего винта, приложенную к его оси (рис. 48, б), которая может быть вычислена по следующей формуле:

$$P = \alpha \rho n^2 D^4 \quad (\text{кг}),$$

где α — коэффициент тяги, зависящий от формы винта и угла атаки лопастей;

ρ — плотность воздуха в $\text{кг сек}^2/\text{м}^4$;

n — число оборотов винта в секунду;

D — диаметр винта в м.

Таким образом, сила тяги воздушного винта прямо пропорциональна своему коэффициенту, плотности воз-

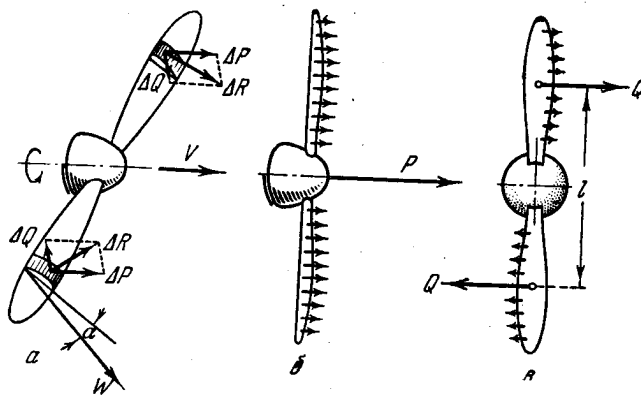


Рис. 48. Возникновение тяги винта: а — аэродинамические силы, действующие на элемент лопасти; б — тяга винта; в — тормозящий момент винта

духа, квадрату числа оборотов винта в секунду и диаметру винта в четвертой степени.

Элементарные силы сопротивления вращению параллельны друг другу и у каждой лопасти направлены в сторону, обратную вращению винта (рис. 48, в). Сложив эти тормозящие силы на каждой лопасти отдельно, получим две равные силы Q , направленные в противоположные стороны, т. е. пару сил. Любая из сил этой пары может быть вычислена по формуле, подобной приведенной выше. Момент этой пары сил называется моментом сопротивления вращению, или, короче, тормозящим моментом винта, который преодолевается вращающим моментом двигателя.

Мы рассмотрели режимы положительной тяги винта, поскольку она тянет самолет вперед. Посмотрим теперь, как будет изменяться работа винта при уменьшении угла атаки лопастей.

С уменьшением угла атаки элементов лопасти уменьшаются элементарные силы ΔP и ΔQ , т. е. уменьшаются тяга винта и тормозящий момент. И можно получить такой режим, при котором $\Delta P = 0$ и $\Delta Q = 0$, т. е. винт тогда не дает ни тяги, ни сопротивления. Это — режим нулевой тяги. Он получается на планировании с некоторой средней скоростью и малым числом оборотов.

При еще большем уменьшении угла атаки элементов лопасти можно получить режим, при котором не требуется затраты мощности на валу, так как винт вращается от действия потока. Это режим самовращения винта или авторотации.

При дальнейшем уменьшении угла атаки элементов лопасти получим режим, на котором силы ΔQ направлены уже в сторону вращения винта и при этом винт дает отрицательную тягу (лобовое сопротивление). На этом режиме винт, вращаясь от потока, сам вращает вал двигателя. Это — режим ветряка.

Режим самовращения и режим ветряка возможны на пикировании. Режим ветряка может иметь место и в горизонтальном полете или планировании, а именно: на многомоторных самолетах в случае остановки одного из двигателей, когда винт этого двигателя продолжает вращение как ветряк, вращая вал двигателя.

**§ 35. ЗАВИСИМОСТЬ ТЯГИ ВИНТА ОТ СКОРОСТИ ПОЛЕТА.
ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ НА ТЯГУ ВИНТА**

Ввиду того что с увеличением скорости полета углы атаки лопастей винта фиксированного шага быстро уменьшаются, падает тяга такого винта (подобно тому, как с уменьшением угла атаки крыла падает его подъемная сила).

Наибольший угол атаки лопасти имеют при работе винта на месте (см. рис. 47,а), когда поступательная скорость $V=0$. Следовательно, на месте при полностью открытом дросселе (полный газ) винт развивает максимальную тягу (около 1,5 кг на каждую лошадиную силу двигателя).

На взлете, когда появляется и возрастает до некоторой величины скорость V , угол атаки лопастей уменьшается (см. рис. 47,б) и это ведет к некоторому уменьшению тяги.

В горизонтальном полете с ростом скорости V угол атаки лопастей уменьшается все больше (рис. 47,в и г) и, следовательно, тяга винта неуклонно падает. Поэтому в полете тяга всегда много меньше, чем на месте.

С еще большим увеличением скорости V , что возможно при снижении с работающим двигателем, угол атаки может стать отрицательным, вследствие чего, если сохранить обороты постоянными, тяга может стать равной нулю и даже отрицательной. Так как при этом тормозящий момент винта тоже падает, то, чтобы помешать раскрутке винта, т. е. чрезмерному увеличению числа оборотов (это может повести к разрушению силовой установки), приходится дросселировать двигатель (уменьшать газ).

Рассмотренную зависимость тяги от скорости полета можно изобразить в виде кривой. Для построения ее вычисляют тягу винта при разных скоростях полета. Затем, откладывая скорости по оси абсцисс, а соответствующие им тяги по оси ординат и восстанавливая к ним перпендикуляры, получают ряд точек; соединив их, вычерчивают указанную кривую, которая иногда получается почти в виде прямой линии. Подобный график, построенный для определенной силовой установки и характеризующий ее в отношении развиваемой тяги на данной высоте и при данном числе оборотов, называется

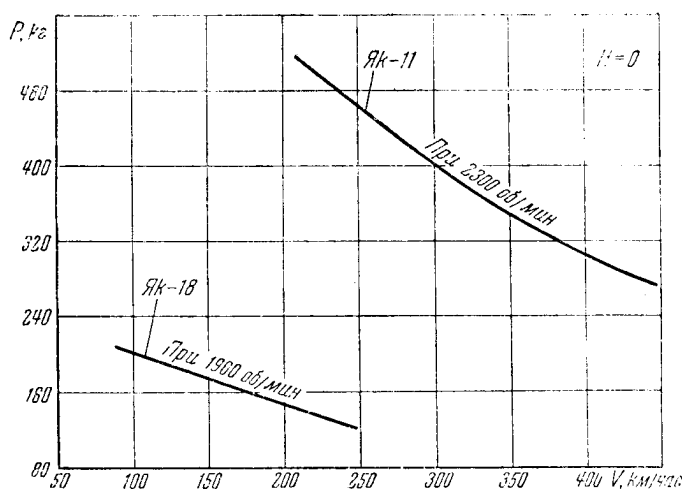


Рис. 49. Характеристики силовых установок по тяге (для $H=0$) самолета Як-18 с двигателем М-11ФР и винтом В-501-Д-81 и самолета Як-11 с двигателем АШ-21 и винтом 111В-20

характеристикой силовой установки по тяге (рис. 49).

Влияние высоты на тягу винта. Выясняя зависимость тяги от скорости полета, мы рассматривали работу винта на неизменной высоте, и это позволило нам считать плотность воздуха постоянной. В действительности же высота полета обычно меняется, поэтому плотность воздуха является величиной переменной. Тяга винта, как показывает формула тяги, прямо пропорциональна плотности воздуха; следовательно, с высотой, если число оборотов сохранить неизменным, тяга будет уменьшаться пропорционально уменьшению плотности воздуха.

§ 36. ТОРМОЗЯЩИЙ МОМЕНТ ВИНТА И КРУТЯЩИЙ МОМЕНТ ДВИГАТЕЛЯ

Тормозящий момент винта противодействует крутящему моменту двигателя. Из механики известно, что если тело находится под действием двух противоположно направленных моментов, то для равномерного вращения (как и для покоя) необходимо равновесие моментов.

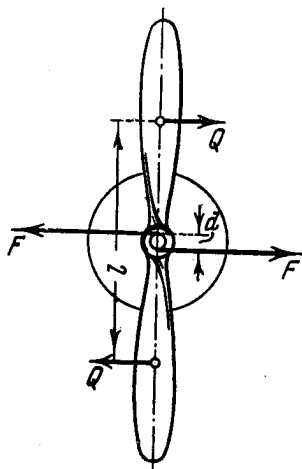


Рис. 50. Тормозящий момент винта и вращающий момент двигателя

Следовательно, винт будет вращаться с постоянным числом оборотов только в том случае (рис. 50), если тормозящий момент M_t , равный произведению Ql , будет равен крутящему моменту двигателя $M_{кр}$, который равен произведению Fd . Таким образом, необходимым условием постоянства числа оборотов является равенство:

$$M_t = M_{кр} \text{ или } Ql = Fd.$$

Если это равенство будет нарушено, то вращение получится ускоренным или замедленным. При даче большего газа вращающий момент становится больше и число оборотов возрастает: новое равновесие моментов устанавливается на больших оборотах, чем раньше. Если, наоборот, уменьшить газ, то произойдет обратное явление. Этим пользуются для изменения числа оборотов (а значит, и тяги) в полете или при работе на месте.

§ 37. ПОЛЕЗНАЯ МОЩНОСТЬ И К.П.Д. ВИНТА И ЗАВИСИМОСТЬ ИХ ОТ СКОРОСТИ ПОЛЕТА. ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ НА МОЩНОСТЬ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Воздушный винт, получая энергию от двигателя, передает ее самолету в виде работы, совершаемой силой тяги при движении самолета относительно воздушной среды. При этом часть потребляемой энергии винт тратит непроизводительно (на преодоление сопротивления воздуха, на закрутку отбрасываемой воздушной струи и др.). Следовательно, полезная секундная работа, или полезная мощность, винта N_v будет всегда меньше мощности двигателя N_e , затраченной на вращение винта. Отношение полезной мощности винта к потребляемой им мощности (эффективной мощности двигателя) называется коэффициентом полезного действия винта (η), т. е.

$$\eta = \frac{N_v}{N_e}.$$

Ясно, что к.п.д. воздушного винта, как и всякой машины, всегда меньше единицы. У лучших современных винтов к.п.д. достигает 0,80—0,82.

Полезная мощность винта, или, как ее чаще называют, располагаемая мощность силовой установки (N_p), равна произведению силы тяги P на воздушную секундную скорость самолета V :

$$N_e = N_p = \frac{P V}{75} \text{ (л. с.)}.$$

Отсюда следует, что располагаемая тяговая мощность силовой установки зависит от тех же факторов, от которых зависит тяга винта: плотности воздуха (высоты), числа оборотов в секунду, диаметра и формы винта и скорости полета. Однако зависимость мощности винта от скорости полета будет, очевидно, иной, так как мощность равна произведению тяги на скорость. Показать характер этой зависимости можно следующим образом.

Предположим, что двигатель работает на полном газе, но скорость полета $V=0$ (работа на месте). Подставив это значение скорости в формулу мощности, получим: $N_p=0$, т. е. на месте винт не производит никакой полезной работы по движению самолета и снимаемая им с вала двигателя мощность идет лишь на отбрасывание воздуха (винт работает только как вентилятор).

Предположим теперь, что двигатель работает на полном газе, но тяга $P=0$, что возможно при очень большой скорости, превышающей примерно в два раза максимальную скорость самолета (рис. 51,а), когда винт работает на режиме нулевой тяги. Подставив это значение тяги в формулу мощности, получим, что и в этом случае $N_p=0$.

Между указанными крайними значениями скорости полета на какой-то промежуточной скорости винт разовьет наибольшую мощность (рис. 51,а).

Указанная зависимость располагаемой мощности силовой установки от скорости полета показана на рис. 51,а. Примерно такой же вид имеет и кривая изменения к.п.д. винта в зависимости от скорости полета при постоянном числе оборотов (поскольку $\eta = \frac{N_p}{N_e}$), так как величина N_e от скорости практически не зависит.

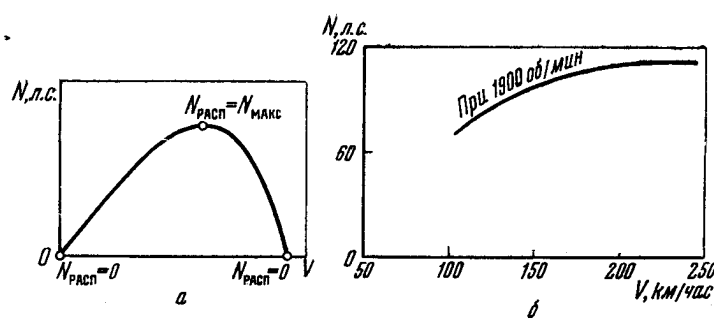


Рис. 51. Характеристики силовой установки: а — примерный вид кривой изменения располагаемой мощности в зависимости от скорости полета; б — характеристика силовой установки самолета Як-18 по мощности для $H = 0$ (при $G = 1050$ кг)

Кривая изменения располагаемой мощности силовой установки конкретного самолета в зависимости от скорости его полета называется характеристикой его силовой установки по мощности (рис. 51, б). Обычно на таком графике изображается только рабочий участок кривой, т. е. для скоростей, которые возможны в полете данного самолета.

Влияние высоты на мощность силовой установки. Если самолет снабжен невысотным двигателем, то располагаемая мощность с подъемом на высоту уменьшается, начиная от уровня моря. Это естественно, так как $N_p = \eta N_e$, мощность же N_e невысотного двигателя с подъемом на высоту начинает падать от земли вследствие уменьшения плотности воздуха, засасываемого в цилиндры (рис. 52, а).

Падение мощности силовой установки с высотой снижает летные качества самолета. Поэтому современные винтовые самолеты обычно снабжаются высотными двигателями; они отличаются тем, что их мощность благодаря наличию нагнетателя (повышающего плотность засасываемого воздуха) не только не падает до так называемой расчетной высоты, а даже несколько растет и лишь выше расчетной высоты начинает падать, как у невысотных двигателей (эту расчетную высоту иногда называют границей высотности данного двигателя). Из сказанного ясно, что характер

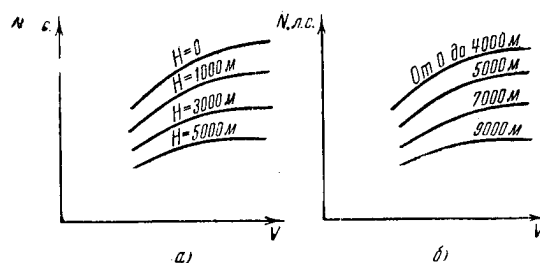


Рис. 52. Примерный вид высотных характеристик по мощности силовой установки: а — при невысотном двигателе; б — при высотном двигателе

стики силовой установки с высотным двигателем располагаются по высотам иначе (рис. 52,б), чем при невысотном двигателе.

На учебном самолете Як-18 установлен маломощный невысотный двигатель М-11ФР, а на самолете Як-11 — более мощный высотный двигатель АШ-21. Приводим некоторые данные этих двигателей.

№ п/п	Обозначение двигателя	М-11ФР	АШ-21
1	Тип двигателя	Однорядная звезда воздушного охлаждения	То же
2	Расчетная высота	0	1700 м
3	Передача на винт	Непосредственно	Через редуктор
4	Нагнетатель	—	Центробежный
5	Регулятор оборотов	—	P-7E
6	Мощность:		
	а) взлетная	160 л. с.	700 л. с.
	при числе оборотов	1900 об/мин	2300 об/мин
	б) номинальная	140 л. с.	615 л. с.
	при числе оборотов	1760 об/мин	2300 об/мин
	в) крейсерская (0,75 ном.)	105 л. с.	430 л. с.
	при числе оборотов	1620 об/мин	2050 об/мин
	г) эксплуатационная (0,6 ном)	84 л. с.	340 л. с.
	при числе оборотов	1520 об/мин	1900 об/мин

• § 38. НЕДОСТАТКИ ВИНТОВ НЕИЗМЕННОГО
ИЛИ ФИКСИРОВАННОГО ШАГА.
ВИНТЫ ИЗМЕНЯЕМОГО ШАГА И ИХ ПРЕИМУЩЕСТВА

Когда скорость самолета невелика, например на взлете и при подъеме, винт неизменного или фиксированного шага оказывается для двигателя «тяжелым» вследствие больших углов атаки лопастей. А между тем на взлете и при подъеме весьма важно, чтобы винт полностью использовал мощность двигателя, так как это уменьшило бы разбег и ускорило набор высоты.

На очень большой скорости полета винт неизменного или фиксированного шага, если он специально не рассчитан на максимальную скорость, может оказаться, наоборот, слишком «легким» вследствие чрезмерно малых углов атаки лопастей, и, чтобы не допустить увеличения оборотов выше допустимых, приходится уменьшать газ. Таким образом, и в этом случае получается, что винт не может использовать полностью мощность двигателя.

Винт неизменного или фиксированного шага работает выгодно, т. е. с наибольшим к.п.д. только на расчетной скорости и на определенной высоте (тогда он ни «тяжел», ни «легок»), на других же скоростях и высотах он работает с меньшим к.п.д.

Винты изменяемого шага и их преимущества. Чтобы устранить указанные недостатки воздушных винтов, необходимо, чтобы лопасти в полете поворачивались в наиболее выгодное положение для работы на данной скорости, т. е. изменяли бы угол установки, а тем самым — и шаг винта. Такой винт получил название винта изменяемого шага (ВИШ). Лопасти ВИШ либо управляются специальным механизмом, либо сами устанавливаются в нужное положение под влиянием действующих на винт сил. В первом случае мы будем иметь гидравлические и электрические винты, во втором — аэромеханические.

Гидравлический винт — винт, у которого изменение угла установки лопастей производится давлением масла, подаваемого в механизм, находящийся во втулке винта.

Электрический винт — винт, у которого изменение угла установки лопастей производится электро-

двигателем, соединенным с лопастями механической передачей.

Аэромеханический винт — винт, у которого изменение угла установки лопастей производится автоматически — аэродинамическими и центробежными силами.

Винты изменяемого шага раньше строились двухшаговыми, т. е. лопасти винта могли иметь только два угла установки — малый и большой. Для взлета летчик устанавливал винт на малый шаг. Поэтому при разбеге и наборе высоты углы атаки лопастей получались достаточными малыми, двигатель давал большие обороты и винт работал с относительно высоким к.п.д. В горизонтальном полете летчик устанавливал винт на большой шаг.

Таким образом, двухшаговый винт изменяемого шага представлял собой как бы комбинацию двух винтов фиксированного шага — «легкого» и «тяжелого». Отсюда ясно, что двухшаговый винт уже улучшал летные качества самолета. Однако применение его еще не решало проблемы использования всей мощности двигателя на всех скоростях и высотах. Эта проблема была решена с появлением вышеуказанных винтов, из которых наибольшее распространение получили гидравлические винты.

Гидравлический винт снабжен так называемым регулятором оборотов, благодаря работе которого лопасти при всяком изменении скорости полета, поворачиваясь, устанавливаются под наиболее выгодным для данной скорости углом, т. е. соответствующим образом изменяется шаг винта. Регулятор, установленный на заданные обороты (которые летчик устанавливает, руководствуясь инструкцией), поддерживает эти обороты, как бы ни менялась мощность двигателя и скорость полета. Например, для уменьшения тяги летчик уменьшает газ, т. е. крутящий момент двигателя и, следовательно его мощность, но при этом обороты не меняются, так как соответственно уменьшаются угол установки лопастей и их сопротивление вращению. Таким образом, благодаря регулятору винт на любом режиме (в известных пределах) вращается с постоянными оборотами.

Схема работы винта изменяемого шага показана на рис. 53.

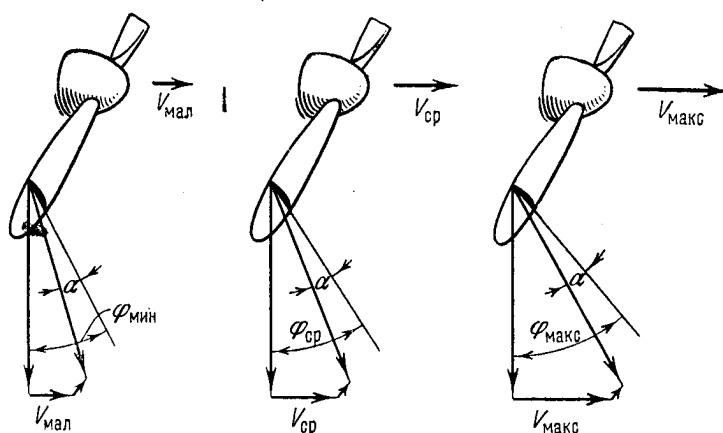


Рис. 53. Работа винта изменяемого шага при разных скоростях полета

При изменении скорости полета от малой на взлете ($V_{\text{мал}}$) до максимальной в горизонтальном полете ($V_{\text{макс}}$) угол установки лопастей φ возрастает от своего минимального значения $\varphi_{\text{мин}}$ (малый шаг) до своего максимального значения $\varphi_{\text{макс}}$ (большой шаг). Благодаря этому с увеличением скорости полета углы атаки лопастей уменьшаются мало и сохраняются близкими к наивыгоднейшим.

Это обеспечивает, с одной стороны, поддержание заданных оборотов вала двигателя, а с другой — более медленное (по сравнению с винтом неизменного шага) падение тяги винта при увеличении скорости полета, т. е. более высокий к.п.д. винта при различных скоростях полета.

Таким образом, винт изменяемого шага дает возможность полностью использовать мощность двигателя и экономично его эксплуатировать, а также предохраняет его от опасных режимов работы (поскольку раскрутка винта здесь исключена, если механизм изменения шага работает исправно).

На самолете Як-11 установлен гидравлический винт 111В-20, а на самолете Як-18 — аэромеханический винт В-501Д-81.

Рассмотрим принципы действия этих винтов.

§ 39. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО ВИНТА

Работа механизма изменения шага винта 111В-20 основана на гидроцентробежном принципе, причем винт работает по так называемой схеме одностороннего действия. Механизм изменения шага состоит из специальной втулки винта и регулятора постоянного числа оборотов, являющегося агрегатом двигателя.

Основной частью втулки гидравлического винта является цилиндровая группа (цилиндр и поршень), в которую подается под давлением масло из маслосистемы двигателя. Некоторые винты имеют неподвижный цилиндр и подвижный поршень, другие, наоборот, подвижный цилиндр и неподвижный поршень. В том и другом случае подвижная часть при своем перемещении поворачивает лопасти в нужную сторону.

У некоторых винтов поворот лопастей как в одну сторону, так и в другую осуществляется под действием давления масла. Это винты двустороннего действия. Но большинство гидравлических винтов — одностороннего действия, причем существуют две схемы действия: обратная и прямая.

У винтов обратной схемы поворот лопастей в сторону увеличения шага происходит под действием давления масла, а в сторону уменьшения шага — под действием некоторой доли центробежных сил, развиваемых при вращении лопастями. Принципиально эта схема наиболее простая, но недостатком ее является то, что в случае нарушения подачи масла в цилиндрическую группу винт переходит на малый шаг, вынуждая летчика во избежание раскрутки винта дросселировать двигатель, т. е. продолжать полет на пониженной мощности.

Этого недостатка нет у винтов, работающих по схеме прямого действия. У этих винтов поворот лопастей под действием давления масла происходит в сторону малого шага, поворот же в сторону большого шага происходит под действием центробежных сил, развиваемых специальными грузами — противовесами, расположенными на корнях лопастей. В случае отказа в механизме подачи масла винт переходит на большой шаг, и летчик без помехи может продолжать полет (только на малой скорости винт будет «тяжел» для двигателя).

Для поворота лопастей винта во втулке имеется механизм (рис. 54), состоящий из цилиндровой группы — поршня 1 и цилиндра 2, поводковой муфты 3, стаканов, в которые ввернуты лопасти 4, затянутые хомутами с противовесами 5; на каждый стакан монтируются подшипники, облегчающие поворот лопастей относительно втулки 6. На торце каждого стакана эксцентрично расположен палец 7 с бронзовым сухарем 8, который входит в соответствующую проушину поводковой муфты. Перемещаясь поступательно, поршень давит на поводковую муфту, которая своими проушинами тянет сухари с пальцами, поворачивая тем самым лопасти винта. Регулятор постоянства оборотов состоит из корпуса

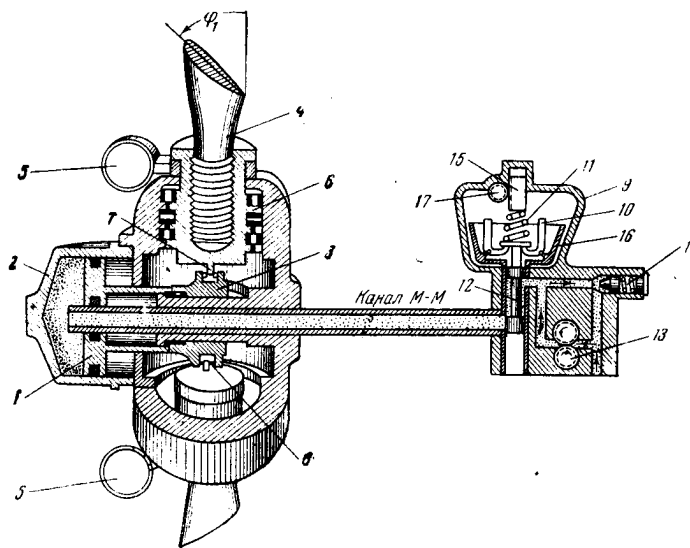


Рис. 54. Гидравлический винт изменяемого шага прямой схемы действия (слева) и регулятор постоянства оборотов (справа). К объяснению работы гидравлического винта на равновесных оборотах:

1 — поршень; 2 — цилиндр; 3 — поводковая муфта; 4 — лопасть; 5 — противовесы; 6 — втулка; 7 — палец; 8 — сухарь; 9 — корпус регулятора постоянства оборотов; 10 — центробежные грузики; 11 — пружина; 12 — золотник; 13 — шестеренчатый насос; 14 — редукционный клапан; 15 — рейка; 16 — колокол; 17 — шестеренка, при помощи которой летчик изменяет сжатие пружины

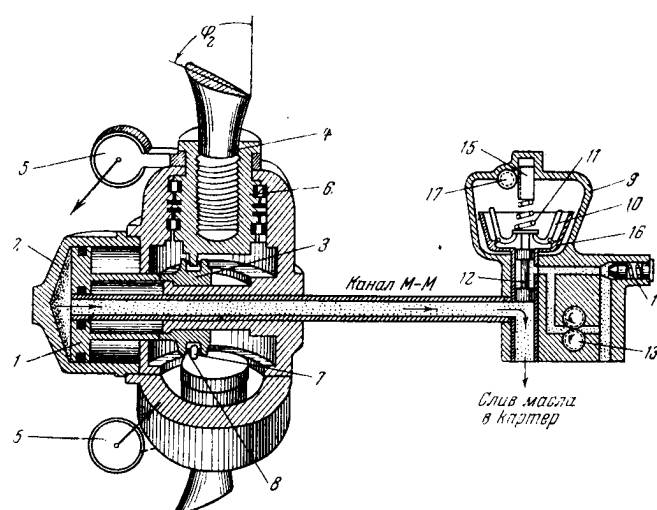


Рис. 55. К объяснению работы гидравлического винта при увеличении оборотов (см. подпись к рис. 54)

9, центробежных грузиков 10, пружины 11, золотника 12, шестерчатого насоса 13, редукционного клапана 14 и рейки 15. Центробежные грузики шарнирно соединены с колоколом 16 валика, который приводится во вращение от вала двигателя.

При установившихся оборотах (рис. 54) центробежные силы грузиков 10 уравновешены силой натяжения пружины 11 и золотник 12, связанный с грузиками, перекрывает канал ММ, через который масло подводится в цилиндр и отводится из него. Масло остается запертым в цилиндре, а масляный насос работает через редукционный клапан 14 сам на себя.

При увеличении скорости полета винт облегчается, число его оборотов увеличивается, что приводит к росту центробежной силы грузиков. Под действием центробежной силы грузиков преодолевается сопротивление пружины и приподнимается золотник, сообщая магистраль ММ с картером двигателя (рис. 55). Лопасты винта под действием центробежных сил противосов поворачиваются в сторону увеличения шага, уменьшая обороты и вытесняя в картер масло из цилиндра винта. Число оборотов будет уменьшаться до тех пор,

пока не наступит равенство между силой упругости пружины 11 и центробежными силами грузиков 10, т. е. пока не восстановится заданное число оборотов.

При уменьшении скорости полета винт затяжелется и обороты его падают. В этом случае уменьшается инерционная сила грузиков 10 и пружина 11 перемещает золотник 12 вниз. При этом канал ММ сообщается с магистралью высокого давления от насоса. Под давлением масла перемещается поршень 1 и уменьшается угол установки лопастей. Обороты увеличиваются до тех пор, пока центробежная сила грузиков не возрастет и не уравновесит натяжение пружины.

Установление нужных оборотов летчик производит рычагом, установленным в кабине и связанным передачей с шестерней 17 регулятора. При вращении шестерни перемещается рейка 15 и изменяется натяжение пружины 11. В заключение приводим характеристику винта 111В-20, устанавливаемого на самолете Як-11 с двигателем АШ-21. Этот винт работает по односторонней схеме прямого действия, рассмотренной выше.

Тип винта	тянущий гидравлический изменяемого шага
Направление вращения	правое
Диаметр винта	3 м
Число лопастей	2
Форма лопасти	симметричная
Профиль лопасти	плоско-выпуклый
Принцип и схема действия винта	гидроцентробежный прямого действия

§ 40. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ АЭРОМЕХАНИЧЕСКОГО ВИНТА*

Аэромеханический винт изменяемого шага не требует от летчика управления им и работает автоматически. Лопасти винта без всякого привода и регулятора оборотов сами устанавливаются в полете под нужным углом, т. е. винт сам изменяет свой шаг в зависимости от скорости полета и мощности двигателя, сохраняя (в известных пределах) неизменным число оборотов.

Лопасти аэромеханического винта В-501Д-81 тоже

* Этот параграф написан по работе Л. Я. Крупенина «Воздушный винт В-501», Оборонгиз, 1954 г.

имеют противовесы (см. рис. 42). Назначение и действие их совершенно те же, что и у рассмотренного гидравлического винта, т. е. под действием центробежных сил противовесов винт увеличивает шаг. Уменьшение же шага происходит под действием аэродинамических и центробежных сил лопастей. При изменении шага винта играют роль и силы трения подшипников втулки винта.

Таким образом, относительно каждой лопасти действуют следующие моменты сил (рис. 56,а):

- 1) момент аэродинамических сил лопасти M_a ;
- 2) момент центробежных сил лопасти $M_{ц}$;
- 3) момент центробежных сил противовесов $M_{ц \cdot пр.}$;
- 4) момент сил трения $M_{тр}$.

Рассмотрим вкратце эти моменты, управляющие шагом аэромеханического винта.

Аэродинамические силы, действующие на лопасть, создают момент, стремящийся повернуть лопасть вокруг оси корня лопасти в сторону уменьшения шага. Этот момент увеличен благодаря конструктивной особенности крепления лопасти (рис. 56,б), состоящей в том, что лопасть повернута в плоскости вращения на 6° в сторону, противоположную вращению (это осуществлено путем придания переходному стакану во втулке винта формы колена с углом 6°). Благодаря этому элементарная сила тяги ΔP имеет значительное плечо r относительно оси переходного стакана лопасти (рис. 56,в), причем момент $\Delta P r$ стремится, как видим, повернуть лопасть на малый угол установки, т. е. на малый шаг.

Указанная конструктивная особенность крепления лопасти усиливает и действие центробежных сил лопасти в сторону уменьшения шага. При работе винта в каждой точке лопасти действуют элементарные центробежные силы, направленные по радиусу от оси вращения винта (рис. 56,г). Разложим эти силы вдоль повернутой оси лопасти и перпендикулярно ей. Продольные силы будут растягивать лопасть, поперечные же силы будут стремиться повернуть лопасть на малый угол установки, т. е. на малый шаг.

Что касается сил трения, то они, очевидно, будут противодействовать всякому изменению шага как в сторону уменьшения, так и в сторону увеличения.

При правильной регулировке винта равновесие указанных выше моментов наступает при таком шаге лопа-

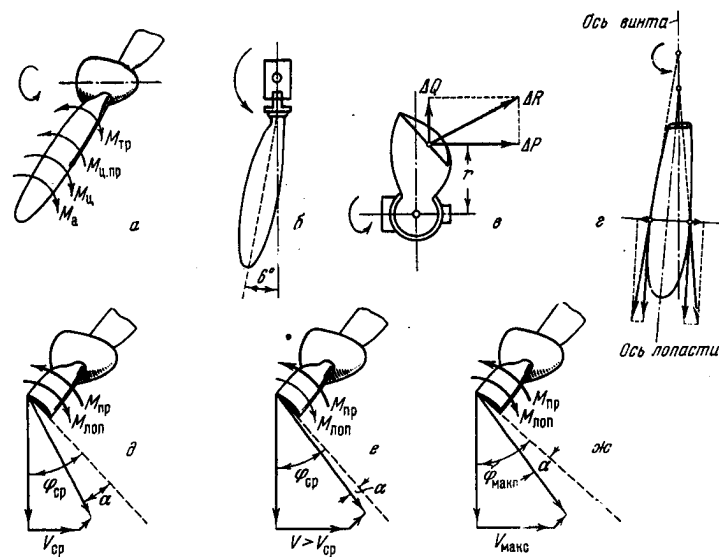


Рис. 56. Принцип действия аэромеханического винта В-501-Д-81: а — моменты сил, управляющие шагом винта; б — конструктивная особенность крепления лопасти; в — момент аэродинамических сил лопасти действует в сторону уменьшения шага винта; г — центробежные силы лопасти действуют в сторону уменьшения шага; д — винт не меняет шага при равновесии моментов лопасти и противовеса; е — при увеличении скорости полета винт увеличивает шаг под действием момента центробежных сил противовеса; ж — винт не меняет шага при равновесии моментов лопасти и противовеса

сти, который для данного режима полета обеспечивает сохранение наивыгоднейших оборотов двигателя и высокий к.п.д. винта. Таким образом, условием устойчивой работы винта является равновесие моментов относительно оси свободно поворачивающейся лопасти.

Если сумму моментов M_a и $M_{ц.пр}$ лопасти, стремящихся повернуть ее на малый шаг, обозначить $M_{лоп}$ и не принимать во внимание момент трения, то условие равновесия моментов можно записать так:

$$M_{лоп} = -M_{пр},$$

где знак минус показывает, что момент противовеса имеет противоположное направление.

Теперь посмотрим, как изменяется шаг винта при изменении скорости полета или числа оборотов двигателя.

Пусть на некоторой средней скорости полета $V_{\text{ср}}$ винт работает устойчиво, т. е. момент противовеса уравновешивает момент лопасти (рис. 56,д). При увеличении скорости до $V_{\text{макс}}$ угол атаки лопасти уменьшится, винт станет «легче», что поведет к увеличению числа оборотов винта; однако это, в свою очередь, поведет к увеличению момента центробежных сил противовеса, который станет больше момента лопасти (рис. 56,е), и под действием разности моментов лопасть станет поворачиваться на больший шаг, пока не наступит равновесие при некотором большем шаге, чем раньше (рис. 56,ж).

Если скорость полета, наоборот, уменьшится, то угол атаки лопасти увеличится, винт станет «тяжелым», поэтому число оборотов снизится. Это вызовет уменьшение момента центробежных сил противовеса и он станет меньше момента лопасти (тем более, что последний возрастет за счет увеличения момента аэродинамических сил) и под действием разности моментов лопасть станет поворачиваться на меньший шаг, пока не наступит равновесие моментов (при некотором меньшем шаге, чем раньше).

Аналогично этому происходит изменение шага и в случае изменения мощности двигателя.

Изменение шага винта обычно осуществляется равномерно — без «заброса» или «усадки» оборотов. Равномерность изменения шага зависит от правильной регулировки винта и от величины момента сил трения. Поэтому нужно следить за состоянием подшипников переходного стакана лопасти.

В заключение приводим характеристику винта В-501Д-81, установленного на самолете Як-18 с двигателем М-11ФР.

Тип винта	тянущий аэромеханический изменяемого шага
Направление вращения	правое
Диаметр винта	2,3 м
Число лопастей	2
Форма лопасти	симметричная
Минимальный угол установки лопасти на радиусе 700 мм	19°
Максимальный угол установки	29°
Диапазон поворота лопастей	10°
Вес винта	30 кг

§ 41. ФЛЮГЕРНЫЕ, РЕВЕРСИВНЫЕ И СООСНЫЕ ВИНТЫ

Флюгерным винтом называется винт изменяемого шага (рис. 57,а), позволяющий в полете благодаря расширению диапазона углов установки лопастей устанавливать последние в положение «по потоку» (рис. 57,б) подобно флюгеру. Цель такого устройства — уменьшить лобовое сопротивление винта в случае остановки двигателя в полете. Уменьшение лобового сопротивления особенно важно в случае остановки одного из двигателей на многомоторном самолете по двум причинам: 1) лобовое сопротивление остановленного винта создает заворачивающий момент, затрудняющий управление самолетом; 2) бесполезно тратится горючее на преодоление лишнего сопротивления (если летчик продолжает полет с одним остановленным двигателем).

Реверсивным винтом называется винт изменяемого шага, у которого лопасти при работающем двигателе могут быть установлены так, что сила тяги будет направлена против движения (латинское слово «реверзус» означает обращенный назад). Благодаря возможности реверса винт может быть превращен в очень эффективный воздушный тормоз, выгодный, например, для уменьшения пробега скоростного самолета.

Соосными винтами называются установленные непосредственно один за другим два винта, имеющие общую геометрическую ось, но вращающиеся в противоположные стороны (рис. 57,в). В чем же их преимущество перед одиночным винтом?

Работа винта сопровождается такими явлениями, как закручивание струи и появление реактивного и гироскопического моментов. На закручивание струи бесполезно тратится некоторая доля мощности двигателя, что

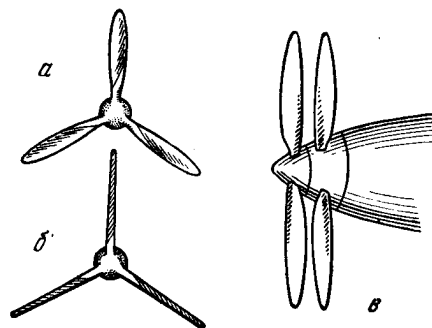


Рис. 57. Флюгерный и соосные винты: а — лопасти флюгерного винта в рабочем положении; б — во флюгерном положении; в — соосные винты

снижает к.п.д. винта. Реактивный и гироскопический моменты винта отрицательно сказываются на поведении самолета. Этих недостатков не имеют соосные винты. Идея соосных винтов появилась еще на заре авиации и впервые была осуществлена русским изобретателем А. Г. Уфимцевым.

§ 42. ВКЛАД ОТЕЧЕСТВЕННЫХ УЧЕНЫХ В РАЗРАБОТКУ ТЕОРИИ ВОЗДУШНОГО ВИНТА

Еще до практических успехов авиации известный русский изобретатель и ученый С. К. Джевецкий дал научно разработанную теорию воздушного винта в своем труде «Теория расчета винтового движения» (1901 г.). Джевецкий положил начало расчету лопастей винта по элементам, принятому затем всеми аэродинамиками. Теория Джевецкого была лучшей для того времени, однако и она имела ряд недостатков.

Н. Е. Жуковский, указывая на недостатки теории Джевецкого, как и других существовавших тогда теорий, опубликовал до 1910 г. ряд статей, связанных с проблемой гребного винта. Но это была только подготовка к более углубленной разработке теории винта, проведенной им одновременно с его учениками Б. Н. Юрьевым и Г. Х. Сабининым. Теория Юрьева—Сабинина была большим шагом вперед по сравнению с теорией Джевецкого, так как она уже учитывала осевой поток воздуха, создаваемый самим винтом, чего прежние теории не учитывали.

Почти в то же время (1912 г.) Н. Е. Жуковский опубликовал начало более совершенной теории винта, основанной на введенных им в аэродинамику присоединенных вихрях. Его работа «Вихревая теория гребного винта», состоявшая из четырех статей, по выражению Юрьева, «составила эпоху в развитии теории винтов». Теория Жуковского охватила все случаи работы винтов, начиная с пропеллера и helicopters и кончая вентиляторами и ветряными двигателями. При разработке этой теории Н. Е. Жуковскому во многом помогли исследования одного из талантливейших его учеников — В. П. Ветчинкина, разрабатывавшего вихревую теорию винта совместно со своим учителем.

Углубленная разработка теории винтов Н. Е. Жуков-

ским и его учениками позволила по-новому подойти к конструированию винтов. Удалось найти некоторую рациональную форму винта, подсчитать все его элементы и построить такой винт. Эти винты получили название НЕЖ (инициалы Жуковского). Опыты с ними подтвердили теоретические расчеты, и винты типа НЕЖ с успехом применялись в нашей авиации.

«Своей работой «Вихревая теория гребного винта», — писал академик С. А. Чаплыгин, — Николай Егорович Жуковский дал решение задачи, не поддававшейся исследованию целое столетие, несмотря на усилия теоретиков и экспериментаторов всех стран. Он намного опередил иностранных ученых, которые ко времени появления его заключительной, 4-й части, работы (1918 г.) еще спорили о самой постановке задачи».

ГЛАВА VII

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ САМОЛЕТА

Наиболее простым для рассмотрения движением самолета является равномерно-прямолинейное движение, т. е. прямолинейный полет с постоянной воздушной скоростью при неизменном угле атаки (по горизонтальной и наклонной вниз или вверх траектории). Равномерно-прямолинейное движение, согласно первому закону Ньютона, происходит без действия каких-либо неуравновешенных сил — по инерции.

Таким образом, для прямолинейного полета с постоянной воздушной скоростью необходимо равновесие действующих на самолет сил, а также равновесие моментов этих сил (иначе самолет будет поворачиваться в сторону большего момента), т. е. сумма всех сил, как и сумма их моментов, должна равняться нулю.

Прямолинейный полет с постоянной воздушной скоростью называют установившимся.

Режимом прямолинейного полета называется полет с определенной воздушной скоростью и соответствующим ей углом атаки по горизонтальной или на-

STAT

клонной траектории (траекторией полета является траектория движения центра тяжести самолета). Так как самолет может летать с различными скоростями, то, следовательно, существуют различные режимы горизонтального полета.

§ 43. УСЛОВИЯ РАВНОВЕСИЯ СИЛ В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ. УДЕЛЬНАЯ НАГРУЗКА НА КРЫЛО

Установившимся горизонтальным полетом называется прямолинейный полет в горизонтальной плоскости с постоянной воздушной скоростью. Пусть самолет летит горизонтально и прямолинейно с постоянной скоростью V и углом атаки α (рис. 58)*. Будем считать, что атмосфера спокойна и самолет летит без крена и скольжения.

На самолет действуют три главные силы: сила веса G , сила тяги P и полная аэродинамическая сила R самолета; последнюю удобнее заменить ее составляющими — подъемной силой Y и лобовым сопротивлением Q .

Сила веса направлена вертикально вниз. Подъемная сила в данном случае направлена вертикально вверх (она всегда перпендикулярна вектору воздушной скорости). Сила лобового сопротивления в данном случае на-

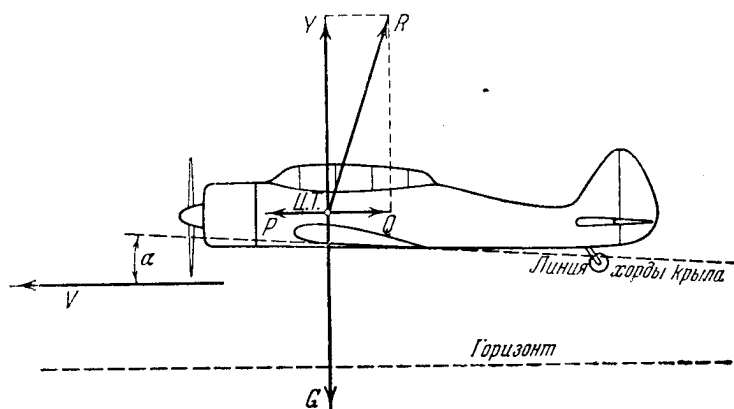


Рис. 58. Силы, действующие на самолет в установившемся горизонтальном полете

* Под скоростью полета V всегда будем подразумевать воздушную скорость самолета.

STAT

правлена горизонтально против движения самолета. Сила тяги направлена горизонтально в сторону движения самолета*. Все эти силы лежат в плоскости симметрии самолета. Из них только сила веса всегда приложена в центре тяжести самолета, но и другие силы будем пока считать приложенными тоже в центре тяжести самолета.

Для равномерно-прямолинейного движения необходимо, чтобы силы были в равновесии. Из рис. 58 видно, что силу веса G уравнивает подъемная сила Y , а силу лобового сопротивления Q — сила тяги P . Таким образом, для горизонтального полета необходимы два условия равновесия сил: $Y = G$ (условие горизонтальности полета) и $P = Q$ (условие постоянства скорости).

Эти равенства называются уравнениями движения для установившегося горизонтального полета самолета. При нарушении этих равенств движение станет криволинейным и неравномерным.

Удельная нагрузка на крыло. Равенство $Y = G$ показывает, что в горизонтальном полете крыло несет груз, равный весу самолета. Таким образом, каждый квадратный метр площади S крыла несет часть этого груза. Отношение $\frac{G}{S}$ называется нагрузкой на квадратный метр крыла, или удельной нагрузкой на крыло p :

$$p = \frac{G}{S} \text{ (кг/м}^2\text{)}.$$

У современных самолетов удельная нагрузка на крыло колеблется в очень широких пределах. Нормальная удельная нагрузка соответствует нормальному полетному весу самолета, т. е. тому весу, исходя из которого ведут расчеты летных качеств данного самолета.

Нормальный полетный вес, площадь крыльев и нормальная удельная нагрузка на крыло самолетов Як-18 и Як-11 приведены ниже.

Тип самолета	Полетный вес, кг	Площадь крыла, м ²	Удельная нагрузка на крыло, кг/м ²
Як-18	1050	17	62
Як-11	2300	15,4	149,3

* Строго говоря, сила тяги может оказаться направленной не точно горизонтально, но для наших целей этим можно пренебречь.

§ 44. СКОРОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Для осуществления горизонтального полета требуется такая скорость, при которой крыло при данном угле атаки будет способно создать подъемную силу, равную весу самолета.

Подъемная сила, как известно, равна:

$$Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S,$$

а поскольку подъемная сила должна быть равна весу, то, следовательно,

$$G = c_y \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Решая это уравнение относительно V^2 , получим:

$$V^2 = \frac{2G}{c_y \rho S},$$

откуда определим скорость, потребную для горизонтального полета при данном угле атаки и на данной высоте:

$$V = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} \text{ (м/сек).}$$

Подставляя в эту формулу вес самолета в кг, площадь крыла в м^2 и плотность воздуха в $\text{кг сек}^2/\text{м}^4$, получим потребную скорость в м/сек.

Выведенная формула показывает, что на потребную скорость влияют: 1) коэффициент подъемной силы c_y , иначе говоря, угол атаки, 2) удельная нагрузка $\frac{G}{S}$ и 3) плотность воздуха ρ , иначе говоря, высота полета.

Задача. Определить скорость, потребную для горизонтального полета самолета Як-18 при весе $G = 1050$ кг и угле атаки $\alpha = 2^\circ$.

Ответ. $V = 51$ м/сек $= 184$ км/час.

§ 45. ВЛИЯНИЕ УГЛА АТАКИ НА ПОТРЕБНУЮ СКОРОСТЬ. НАКЛОН САМОЛЕТА К ГОРИЗОНТУ ПРИ РАЗНЫХ СКОРОСТЯХ И МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ. МИНИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ

Рассмотрим горизонтальный полет одного и того же самолета при разных углах атаки, считая высоту полета и удельную нагрузку на крыло неизменными.

Предположим, что летчик уменьшил угол атаки, желая, однако, продолжать горизонтальный полет. При этом коэффициент подъемной силы c_y уменьшится, следовательно, уменьшится и подъемная сила. Но этого допустить нельзя, так как в горизонтальном полете подъемная сила должна быть равна весу самолета. Поэтому при уменьшении угла атаки летчик должен одновременно и соответственно увеличить скорость. Наоборот, при увеличении угла атаки (увеличении коэффициента c_y) скорость полета должна быть уменьшена.

Следовательно:

1. Горизонтальный полет может быть осуществлен с разными скоростями, но для этого надо менять угол атаки. При увеличении скорости надо уменьшать угол атаки, а при уменьшении — увеличивать его.

2. В горизонтальном полете каждому углу атаки (каждому c_y) у данного самолета соответствует вполне определенная скорость.

Чтобы убедиться в справедливости этих выводов, решим следующую задачу.

Задача. Летчик осуществляет горизонтальный полет у земли на самолете, площадь крыльев которого $S = 10 \text{ м}^2$ и полетный вес $G = 1000 \text{ кг}$. Какая потребуется скорость при углах атаки $\alpha_1 = 0^\circ$, $\alpha_2 = 3^\circ$ и $\alpha_3 = 10^\circ$, которым соответствуют $c_{y1} = 0,2$, $c_{y2} = 0,6$ и $c_{y3} = 1,0$.

Решение.

$$\text{При } \alpha_1 = 0^\circ \quad V_1 = \sqrt{\frac{2 \cdot 1000}{0,2 \cdot 0,125 \cdot 10}} = 89,5 \text{ м/сек} = 322 \text{ км/час};$$

$$\text{при } \alpha_2 = 3^\circ \quad V_2 = \sqrt{\frac{2 \cdot 1000}{0,6 \cdot 0,125 \cdot 10}} = 51,6 \text{ м/сек} = 186 \text{ км/час};$$

$$\text{при } \alpha_3 = 10^\circ \quad V_3 = \sqrt{\frac{2 \cdot 1000}{1,0 \cdot 0,125 \cdot 10}} = 40 \text{ м/сек} = 144 \text{ км/час}.$$

Наклон самолета к горизонту при разных скоростях и максимальная скорость. При выполнении горизонтального полета с разными скоростями положение самолета относительно горизонта будет различным. Оно определяется углом наклона самолета, который образуется продольной осью самолета и горизонтом (рис. 59). Об угле наклона самолета к горизонту летчик может судить

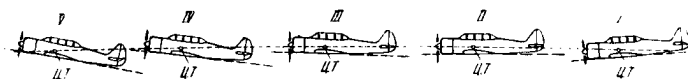


Рис. 59. Наклон самолета к горизонту при разных скоростях от максимальной (I) до минимальной (V)

по положению верхнего края капота двигателя относительно линии горизонта, в особенности, если верхний край капота параллелен продольной оси самолета. На рис. 59 показаны положения самолета в горизонтальном полете при разных скоростях.

Положение I примерно соответствует полету с максимальной скоростью. Максимальная скорость — это наибольшая скорость при очень малом угле атаки, которую может развить данный самолет в горизонтальном полете на данной высоте при полной мощности двигателя.

Формулу для определения максимальной скорости можно вывести из полученного выше равенства:

$$Q = P,$$

т. е.

$$c_x \frac{\rho V_{\text{макс}}^2}{2} S = P.$$

Чтобы заменить тягу через тяговую мощность, умножим обе части равенства на $V_{\text{макс}}$,

$$c_x \frac{\rho V_{\text{макс}}^3}{2} S = P V_{\text{макс}},$$

или, поскольку тяговая мощность $N_T = \frac{P V_{\text{макс}}}{75}$,

$$c_x \frac{\rho V_{\text{макс}}^3}{2} S = 75 N_T.$$

Отсюда

$$V_{\text{макс}} = \sqrt[3]{\frac{150 N_T}{c_x \rho S}},$$

а так как тяговую мощность можно выразить через мощность двигателя и к.п.д. винта: $N_T = N_e \eta$ (§ 37), то, следовательно,

$$V_{\text{макс}} = \sqrt[3]{\frac{150 N_e \eta}{c_x \rho S}} \text{ (м/сек.)}.$$

Из этой формулы видно, что максимальная скорость зависит: от мощности двигателя, к.п.д. винта, аэродинамического совершенства самолета (c_x) и высоты полета.

Так как при работе на максимальном режиме перегружается двигатель, то на практике чаще летают на несколько меньшей скорости (положение II), которую иногда называют крейсерской.

Положения III и IV примерно соответствуют двум тоже характерным скоростям — наименьшей и экономической (о них будет сказано далее).

Из рисунка видно, что самый большой угол атаки нужен при полете с так называемой минимальной скоростью (положение V). Эта скорость является весьма характерной для самолета.

Минимальная скорость. Минимальной скоростью данного самолета называется наименьшая скорость, с которой он может совершать горизонтальный полет. Невозможность летать с еще меньшей скоростью объясняется тем, что уменьшение скорости достигается за счет увеличения коэффициента подъемной силы c_y , а получить коэффициент c_y больше максимального нельзя. Следовательно, минимальную скорость можно вычислить по формуле:

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y\max} \rho S}} \quad (\text{м/сек}).$$

Это так называемая теоретическая минимальная скорость, соответствующая полету на критическом угле атаки. Однако летать на этой скорости запрещается, так как на критическом угле атаки самолет может свалиться на крыло и плохо управляется. Поэтому, как правило, угол атаки не доводят до критического (за исключением отдельных случаев, о которых будет сказано далее).

Практической минимальной скоростью является несколько большая скорость, чем теоретически минимальная. Считают, что она соответствует приблизительно $0,75 c_{y\max}$. Тогда практически минимальная скорость будет:

$$V_{\min. \text{ пр}} = 1,15 V_{\min}.$$

Теперь вычислим скорости V_{\min} и $V_{\min. \text{ пр}}$ самолетов Як-18 и Як-11.

Задача. Определить теоретически минимальную и практически минимальную скорости самолета Як-18 в горизонтальном полете у земли при полетном весе $G = 1050$ кг.

Решение. На поляре этого самолета (рис. 35) находим, что $c_{y \text{ макс}} = 1,27$. Определяем минимальную скорость:

$$V_{\text{мин}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1050}{1,27 \cdot 0,125 \cdot 17}} \approx 27,9 \text{ м/сек} \approx 100 \text{ км/час.}$$

Определяем практически минимальную скорость:

$$V_{\text{мин. пр}} \approx 1,15 V_{\text{мин}} \approx 115 \text{ км/час.}$$

Задача. Определить теоретически минимальную и практически минимальную скорости самолета Як-11 в горизонтальном полете у земли при полетном весе $G = 2300$ кг.

Решение. На поляре этого самолета (рис. 36) находим, что $c_{y \text{ макс}} = 1,4$. Определяем минимальную скорость:

$$V_{\text{мин}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 2300}{1,4 \cdot 0,125 \cdot 15,4}} = 41,3 \text{ м/сек} = 149 \text{ км/час.}$$

Определяем практически минимальную скорость:

$$V_{\text{мин. пр}} = 1,15 V_{\text{мин}} = 171 \text{ км/час.}$$

Формула минимальной скорости показывает, что минимальная скорость сильно зависит от удельной нагрузки на крыло, высоты полета и величины $c_{y \text{ макс}}$.

Удельная нагрузка на крыло и минимальная скорость учебного планера и некоторых самолетов приведены ниже.

Тип самолета	$\frac{G}{S}$ кг/м ²	$V_{\text{мин}}$ км/час
Планер учебный (примерно) . .	15	50
Самолет По-2	30,8	70
Самолет Як-18	62	100
Самолет Як-11	149,3	149

§ 46. ТЯГА, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Тягу, необходимую для установившегося горизонтального полета, называют потребной тягой и обозначают $P_{\text{п}}$.

Из предыдущего известно, что в горизонтальном установившемся полете подъемная сила равна весу ($Y = G$), а лобовое сопротивление — потребной тяге вин-

та ($Q = P_n$). Разделив первое равенство на второе, получим:

$$\frac{Y}{Q} = \frac{G}{P_n},$$

а так как отношение подъемной силы к силе лобового сопротивления равно аэродинамическому качеству самолета, то можно написать:

$$\frac{G}{P_n} = K,$$

откуда

$$P_n = \frac{G}{K} (\text{кг}),$$

т. е. тяга, потребная для установившегося горизонтального полета, равна весу самолета, деленному на аэродинамическое качество самолета при данном угле атаки.

Формула показывает, что чем меньше вес самолета и чем больше его качество, тем меньшая тяга потребует для горизонтального полета. Но качество самолета зависит от угла атаки, следовательно, при изменении угла атаки изменится и потребная тяга. Поэтому для определения потребной тяги при заданном угле атаки надо предварительно найти соответствующее ему качество самолета.

Задача. Определить тягу, потребную для горизонтального полета самолета Як-18 при угле атаки $\alpha = 6^\circ$ и полетном весе $G = 1050$ кг.

Решение. По поляре самолета Як-18 находим, что при угле атаки 6° коэффициент $c_y = 0,69$ и коэффициент $c_x = 0,06$; следовательно, качество

$$K = \frac{c_y}{c_x} = \frac{0,69}{0,06} = 11,5.$$

Тогда потребная тяга будет:

$$P_n = \frac{1050 \text{ кг}}{11,5} = 91 \text{ кг}.$$

Задача. Определить тягу, потребную для горизонтального полета самолета Як-11 при угле атаки $\alpha = 8^\circ$ и полетном весе $G = 2300$ кг.

Решение. По поляре самолета Як-11 находим, что при угле атаки 8° коэффициент $c_y = 0,75$ и коэффициент $c_x = 0,044$; следовательно, качество

$$K = \frac{0,75}{0,044} = 17.$$

Тогда потребная тяга будет:

$$P_n = \frac{2300 \text{ кг}}{17} = 135 \text{ кг.}$$

В наших задачах не указана высота полета по той причине, что высота при равных углах атаки и отсутствии влияния сжимаемости не влияет на потребную тягу. Ведь качество самолета зависит только от коэффициентов c_y и c_x , а на них высота полета при сравнительно малых скоростях (примерно до 700 км/час) не влияет. Таким образом, для самолетов с поршневыми двигателями можно считать, что потребная тяга от высоты полета не зависит.

§ 47. ЗАВИСИМОСТЬ ПОТРЕБНОЙ ТЯГИ ОТ СКОРОСТИ ПОЛЕТА (КРИВАЯ ЖУКОВСКОГО). ПОТРЕБНЫЕ И РАСПОЛАГАЕМЫЕ ТЯГИ

Итак, потребная для горизонтального полета тяга зависит от веса самолета и угла атаки, а при неизменном весе — только от угла атаки. Но в горизонтальном полете каждому углу атаки соответствует вполне определенная воздушная скорость (§ 44), следовательно, в конечном счете потребная тяга зависит от скорости полета. Графическое изображение этой зависимости носит название кривой потребных тяг, или кривой Жуковского для тяги.

Метод построения кривой Жуковского вкратце заключается в следующем. Пользуясь формулами для V и P_n , вычисляют скорости и тяги, потребные для горизонтального полета данного самолета при различных углах атаки, и результаты заносят в таблицу, по которой и строят кривую. Для этого на оси абсцисс откладывают в произвольном масштабе скорости (рис. 60), а на оси ординат — потребные тяги, затем восстанавливают к осям перпендикуляры и около точек их пересечения надписывают соответствующие углы атаки. Соединив полученные точки плавной линией, получают кривую Жуковского, показывающую изменение потребной тяги в зависимости от скорости полета и угла атаки.

На рис. 60 и 61 даны кривые потребных и располагаемых тяг для самолетов Як-18 и Як-11.

Потребные и располагаемые тяги. Чтобы определить, при каких скоростях возможен горизонтальный полет

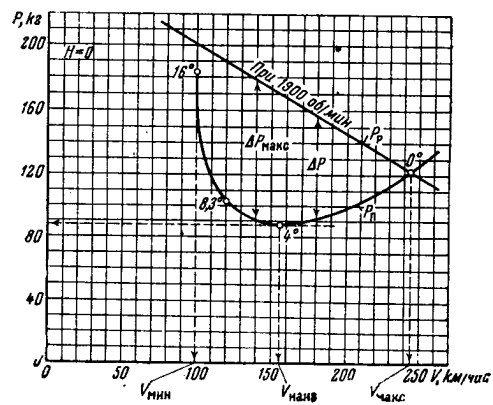


Рис. 60. Потребные и располагаемые тяги в горизонтальном полете на разных скоростях (у земли) самолета Як-18 с двигателем М-11ФР и аэромеханическим винтом В-501-Д-81 (при $G = 1050 \text{ кг}$)

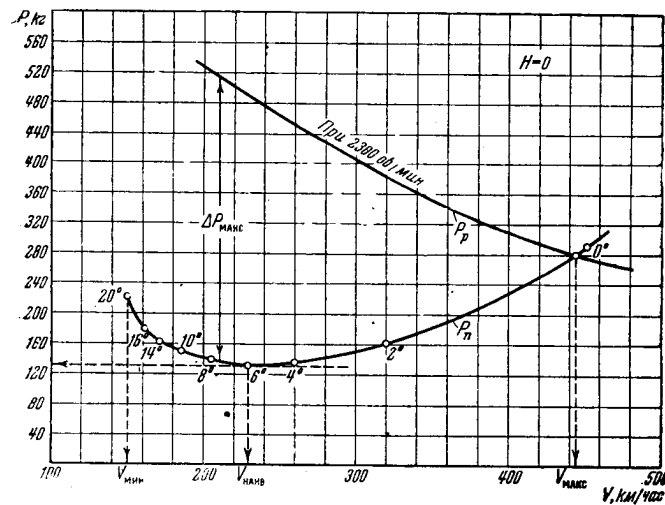


Рис. 61. Потребные и располагаемые тяги в горизонтальном полете на разных скоростях (у земли) самолета Як-11 с двигателем АШ-21 и гидравлическим винтом 111В-20 (при $G = 2300 \text{ кг}$)

данного самолета, на кривую потребной тяги наносят кривую располагаемой тяги данной силовой установки (§ 35). Располагаемая тяга зависит от высоты полета, поэтому кривую берут для той высоты, для которой задано определить летные качества самолета. На рис. 60 и 61 кривая P_p взята для $H=0$.

Точка пересечения кривых соответствует полету с наименьшим возможным в горизонтальном полете углом атаки, т. е. полету с максимальной скоростью (например, у самолета Як-18 этот угол атаки близок к 0° и $V_{\text{макс}} = 244 \text{ км/час}$ при потребной тяге $P_n = 120 \text{ кг}$).

С уменьшением скорости полета и увеличением угла атаки потребная тяга, как видим, уменьшается. Минимальную потребную тягу (минимальное лобовое сопротивление самолета) найдем, проведя касательную к кривой Жуковского, параллельную оси скоростей. Точка касания обозначит угол атаки, при котором требуется минимальная тяга (для самолета Як-18 она равна 88 кг). Какой же это угол атаки?

Из формулы потребной тяги следует, что минимальная тяга потребуется при максимальном качестве самолета, т. е.

$$P_{\text{п мин}} = \frac{G}{K_{\text{макс}}} (\text{кг}).$$

Максимальное же качество, как известно, самолет имеет при наивыгоднейшем угле атаки (§ 29). Следовательно, точка касания обозначит наивыгоднейший угол атаки. Воздушная скорость, соответствующая этому углу атаки и минимальной потребной тяге (а тем самым и минимальному лобовому сопротивлению), называется теоретически наивыгоднейшей скоростью горизонтального полета (например, у самолета Як-18 при весе $G = 1050 \text{ кг}$, как видим, $V_{\text{наив}} = 155 \text{ км/час}$).

При наивыгоднейшем угле атаки требуется минимальная сила тяги, поэтому и совершаемая самолетом работа на 1 км пути будет минимальной. И расход топлива на 1 км пути (так называемый километровой расход) должен бы получиться также минимальным, а следовательно, дальность полета — максимальной. В действительности получается не совсем так. Расход топлива был бы при наивыгоднейшей скорости минимальным, если бы двигатель работал без потерь

или, по крайней мере, если бы его потери были минимальны. Но двигатель работает наиболее выгодно, т. е. с наименьшим удельным расходом топлива при несколько большей мощности, чем та, которая требуется при наивыгоднейшей скорости полета. Вследствие этого минимальный километровый расход топлива получается на несколько большей скорости, чем наивыгоднейшая. Эту скорость, обеспечивающую максимальную дальность полета, называют режимом максимальной дальности.

Обращаясь снова к графику, мы видим, что при дальнейшем уменьшении скорости (после наивыгоднейшей) и увеличении угла атаки потребная тяга растет, что объясняется ухудшением качества самолета на больших углах атаки.

Скорость может быть уменьшена, как известно, только до некоторого минимума, и эта минимальная скорость соответствует критическому углу атаки. Касательная к кривой, параллельная оси ординат, отметит этот угол атаки и соответствующую ему минимальную скорость горизонтального полета.

В горизонтальном полете с максимальной скоростью потребная тяга равна располагаемой на полном газе, на меньших же скоростях потребная тяга меньше располагаемой на полном газе. Поэтому на скоростях, меньших максимальной, летчик должен уменьшать тягу до потребной величины, дросселируя двигатель. При неполном открытии дросселя кривая располагаемой тяги будет проходить на ту или иную величину ниже и точка пересечения ее с кривой потребных тяг получится на меньшей (избранной летчиком) скорости.

Таким образом, в горизонтальном полете располагаемая тяга всегда равна потребной ($P_{\text{п}} = P_{\text{р}}$). Если располагаемая тяга будет больше потребной, то самолет будет подниматься, если меньше — снижаться, т. е. в обоих случаях самолет уже не будет лететь горизонтально.

Итак, на всех скоростях, кроме максимальной, тяга, которую способна развить силовая установка на полном газе ($P_{\text{р макс}}$), больше потребной. Разность между ними при той или иной скорости полета называют избытком тяги и обозначают ΔP . Это можно записать так:

$$\Delta P = P_{\text{р макс}} - P_{\text{п}}.$$

На графике избыток тяги ΔP выражается расстоянием по вертикали между кривыми; величину ее в каждом случае нетрудно определить по вертикальной шкале графика. При максимальной скорости избыток тяги равен нулю. С уменьшением скорости избыток тяги растет и достигает максимальной величины ($\Delta P_{\text{макс}}$) при скорости, немного меньшей, чем наивыгоднейшая. При дальнейшем уменьшении скорости избыток тяги уменьшается.

§ 48. МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Мощность, потребную для горизонтального полета, называют потребной мощностью и обозначают N_n .

Потребная для горизонтального полета мощность равна произведению потребной силы тяги на секундную воздушную скорость самолета, т. е.

$$N_n = P_n V \text{ (кг м/сек),}$$

или, в лошадиных силах,

$$N_n = \frac{P_n V}{75} \text{ (л. с.).}$$

Эта формула показывает, что потребная мощность зависит от тех же факторов, от которых зависят потребная тяга и скорость полета. Подставим в формулу вместо P_n и V их выражения и тогда получим развернутую формулу потребной мощности:

$$N_n = \frac{G}{K} \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} \text{ (л. с.).}$$

Теперь стало видно, что потребная мощность зависит:

1) от веса самолета G и удельной нагрузки на крыло $\frac{G}{S}$, причем потребная мощность будет тем больше, чем больше будут вес самолета и удельная нагрузка на крыло;

2) от плотности воздуха ρ , иначе говоря, от высоты полета; с уменьшением плотности воздуха, т. е. с увеличением высоты полета, потребная мощность увеличивается;

3) от качества самолета K и коэффициента подъемной силы c_y , т. е. от угла атаки (поскольку K и c_y зависят от угла атаки).

Если будем рассматривать горизонтальный полет одного и того же самолета при неизменном его весе и на неизменной высоте, то потребная мощность будет зависеть только от угла атаки, другими словами, от скорости полета.

В горизонтальном полете потребная тяга, как известно, равна лобовому сопротивлению, т. е. $P_n = Q$. Следовательно, формулу потребной мощности можно написать и так:

$$N_n = \frac{QV}{75} \text{ (л. с.)}.$$

Подставив в эту формулу развернутое выражение лобового сопротивления и умножив его на V , получим:

$$N_n = \frac{c_x \frac{\rho V^3}{2} S}{75} \text{ (л. с.)}.$$

Эта формула показывает, что *потребная для горизонтального полета мощность прямо пропорциональна кубу скорости полета* (в то время как потребная тяга пропорциональна квадрату скорости). Таким образом, для увеличения скорости полета, например, в 3 раза (при том же лобовом сопротивлении) мощность силовой установки потребуется увеличить в 27 раз.

Для усвоения сказанного в этом параграфе решим задачу.

Задача. Определить мощность, потребную для горизонтального полета у земли, если вес самолета $G = 2500$ кг, площадь крыльев $S = 10$ м², коэффициент $c_y = 0,4$ и коэффициент $c_x = 0,04$.

Решение. Скорость полета получится такой:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot 2500}{0,4 \cdot 0,125 \cdot 10}} = 100 \text{ м/сек.}$$

Качество самолета будет:

$$K = \frac{c_y}{c_x} = \frac{0,4}{0,04} = 10.$$

Тогда потребная тяга

$$P_n = \frac{G}{K} = \frac{2500 \text{ кг}}{10} = 250 \text{ кг}$$

■ потребная мощность

$$N_n = \frac{P_n \cdot V}{75} = \frac{250 \cdot 100}{75} \approx 333 \text{ л. с.}$$

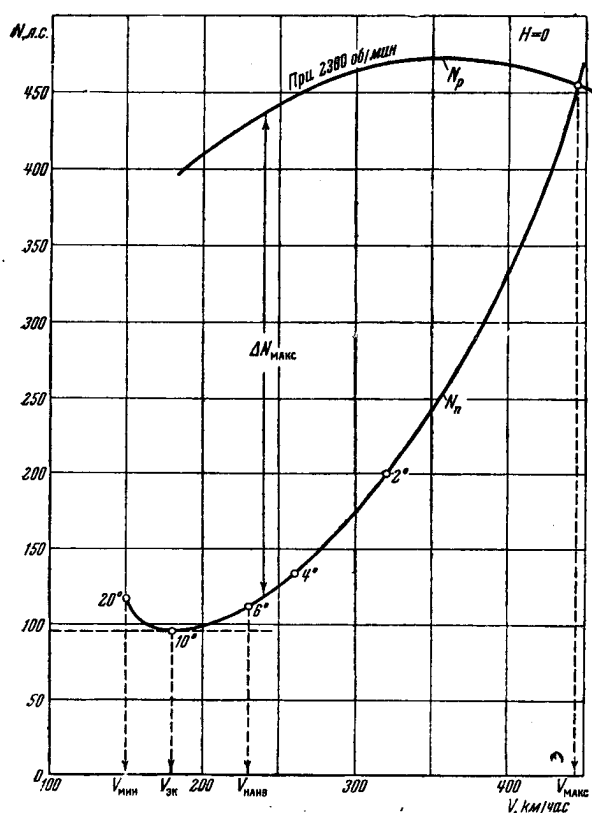


Рис. 63. Потребные и располагаемые мощности в горизонтальном полете (у земли) самолета Як-11 ($G = 2300$ кг)

осуществления горизонтального полета требуется вся мощность силовой установки. Развиваемая при этом угле атаки скорость является максимальной скоростью данного самолета.

С увеличением угла атаки и уменьшением скорости потребная мощность быстро уменьшается. Это происходит до наивыгоднейшего угла атаки, определяемого путем проведения касательной из начала координат к кривой (при условии, если начало координат находится в точке, соответствующей нулю обеих осей, как на рис. 62).

Минимальную потребную мощность определим, проведя касательную к кривой параллельно оси скоростей; точка касания определит угол атаки, который называется экономическим. Скорость, соответствующая этому углу атаки и минимальной потребной мощности, называется экономической скоростью горизонтального полета.

Чем меньше расходуемая мощность, тем меньше расход топлива (так называемый часовой расход) и тем продолжительнее полет. Отсюда как будто следует, что при экономической скорости получим максимальную продолжительность полета. Но это не совсем так. Дело в том, что расход топлива зависит не от потребной, а от расходуемой мощности, последняя же больше потребной вследствие неизбежных потерь в работе двигателя; главное, эти потери при экономической скорости не минимальны, так как двигатель с наибольшим к.п.д. работает на больших скоростях. Поэтому минимальный часовой расход топлива получается на скорости, несколько большей, чем экономическая. Эту скорость называют режимом максимальной продолжительности полета.

Обращаясь снова к графику, мы видим, что экономическая скорость всегда меньше наивыгоднейшей (экономический угол атаки больше наивыгоднейшего). С переходом за экономический угол атаки потребная мощность начинает расти.

Минимальную скорость полета и соответствующий ей критический угол атаки можно определить путем проведения касательной к кривой, параллельной оси ординат.

Итак, в горизонтальном полете потребная мощность равна располагаемой на полном газе только при максимальной скорости. Но и при любой другой скорости потребная мощность должна быть равна располагаемой, иначе горизонтальный полет будет невозможен. Следовательно, при скорости полета меньше максимальной летчик должен уменьшать мощность силовой установки (дресселируя двигатель).

Таким образом, на всех скоростях меньше максимальной имеется избыток мощности ΔN , который равен разности между располагаемой мощностью на полном газе ($N_{\text{р макс}}$) и потребной при данной скорости. Поэтому можно написать: $\Delta N = N_{\text{р макс}} - N_{\text{п}}$.

На графике избыток мощности на той или иной скорости можно измерить по соответствующему расстоянию между кривыми. Максимальный избыток мощности $\Delta N_{\text{макс}}$ имеется на скорости, близкой к наивыгоднейшей.

§ 50. ПЕРВЫЕ И ВТОРЫЕ РЕЖИМЫ И ДИАПАЗОН СКОРОСТЕЙ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА.

На рис. 64 изображена примерная кривая Жуковского для мощности. Проведем произвольную секущую (AA), параллельную оси скоростей. Она пересечет кри-

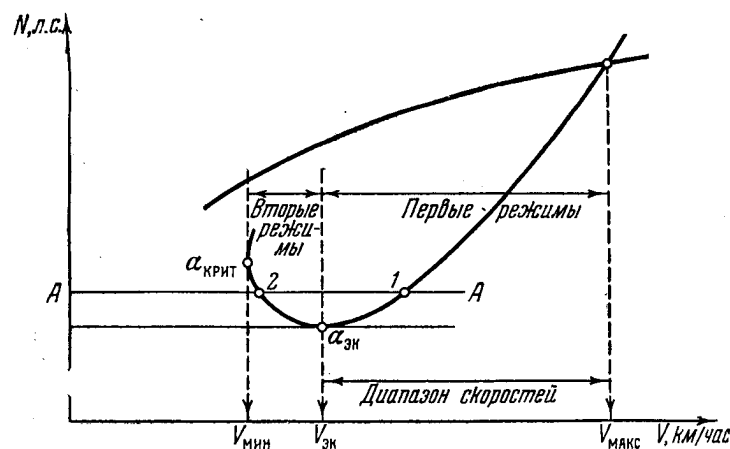


Рис. 64. Первые и вторые режимы и диапазон скоростей горизонтального полета

вую потребных мощностей в двух точках: 1 и 2. Это означает, что одна и та же мощность требуется для полета на двух различных углах атаки, т. е. с двумя различными скоростями, из которых одна больше экономической, а другая меньше ее. Иначе говоря, с одинаковой затратой мощности можно осуществить горизонтальный полет на двух совершенно различных режимах — первом и втором. Следовательно, все скорости горизонтального полета можно делить на два интервала — на первые и вторые режимы.

Интервал первых режимов — это все скорости от максимальной до экономической.

Интервал вторых режимов — это все скорости от экономической до минимальной.

Полет на первых режимах происходит при малых углах атаки, когда крыло обтекается плавно, самолет хорошо устойчив и управляем. Поэтому обычно пользуются первыми режимами.

Полет на вторых режимах происходит на больших углах атаки и меньших скоростях, что связано с ухудшением обтекания крыла и понижением эффективности рулей, а тем самым — ухудшением устойчивости и управляемости самолета, в особенности поперечной. Поэтому летать на вторых режимах не рекомендуется. К ним прибегают лишь при некоторых тренировочных полетах и при посадке.

Итак, допускать уменьшения скорости ниже экономической не следует. Иначе говоря, *для винтовых самолетов экономическая скорость является практически минимальной скоростью горизонтального полета.*

Следовательно, на практике в большинстве случаев полет совершается на скорости больше экономической. Разность между скоростью V , которую летчик держит в горизонтальном полете, и экономической скоростью называют запасом скорости (ΔV):

$$\Delta V = V - V_{\text{эк}}.$$

В полете на малой высоте (до 500 м) рекомендуется иметь запас скорости, равный (для тихоходных самолетов) примерно 20—30 % экономической скорости.

Из сказанного ясно, что в летной практике запас скорости имеет большое значение. Имея достаточный запас скорости, летчик гарантирован от неожиданного попадания в интервал вторых режимов, следовательно, и от опасности «потери скорости».

Диапазоном скоростей горизонтального полета (данного самолета) называется разность между максимальной и практически минимальной скоростями на одной и той же высоте полета (рис. 64). Следовательно, диапазон скоростей полета (D) будет:

$$D = V_{\text{макс}} - V_{\text{эк}}.$$

Для сравнения разных самолетов пользуются понятием «относительный диапазон скоростей». Относительным диапазоном скоростей называется

отношение диапазона скоростей к максимальной скорости самолета.

Чем больше относительный диапазон скоростей, тем лучше самолет в летном отношении.

У вертолета практическая минимальная скорость равна нулю (при висении в воздухе), поэтому его диапазон скоростей равен максимальной скорости и, следовательно, относительный диапазон равен единице. Такой диапазон скоростей для самолетов, естественно, недостижим.

В диапазоне скоростей самолета находятся такие характерные скорости, как экономическая, наивыгоднейшая и максимальная.

Относительный диапазон скоростей и характерные скорости в диапазоне скоростей самолетов Як-18 и Як-11 (у земли) приведены ниже.

Тип самолета	$V_{эк}$		$V_{экон}$		$V_{макс}$		$\frac{V_{макс} - V_{эк}}{V_{макс}}$
	M	KM	M	KM	M	KM	
	сек.	час.	сек.	час.	сек.	час.	
Як-18 $G = 1050 \text{ кг}$	33,3	120	43	155	63	244	0,51
Як-11 $G = 2300 \text{ кг}$	50	180	63,2	228	123,3	444	0,59

§ 51. ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ НА ПОТРЕБНУЮ СКОРОСТЬ. ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРА НА ВЫСОТЕ. СКОРОСТЬ ПО ПРИБОРУ, ИНДИКАТОРНАЯ И ИСТИННАЯ СКОРОСТИ ПОЛЕТА

С подъемом на высоту плотность воздуха уменьшается, и это оказывает влияние на работу крыла и силовой установки, а тем самым и на летные качества самолета.

Основное и важнейшее летное качество самолета — его скорость. Поэтому выясним, как влияет высота на потребную скорость. С этой целью рассмотрим горизонтальный полет одного и того же самолета на разных высотах, т. е. при разных значениях плотности воздуха, но при одинаковом угле атаки и неизменном весе самолета.

В горизонтальном полете подъемная сила крыла равна весу самолета ($Y = G$), причем

$$Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S.$$

С увеличением высоты плотность воздуха ρ уменьшается, следовательно, если оставить угол атаки (коэффициент c_y) и скорость V прежними, то уменьшится и подъемная сила. Но в горизонтальном полете подъемная сила должна быть равна весу, который мы условились считать постоянным. Так как по условию коэффициент подъемной силы c_y тоже постоянен, то компенсировать уменьшение плотности воздуха ρ приходится увеличением скорости V настолько, чтобы скоростной напор $\frac{\rho V^2}{2}$ остался неизменным, а тем самым осталась неизменной и подъемная сила.

Таким образом, с увеличением высоты (если угол атаки остается без изменения) потребная для полета скорость увеличивается.

Обозначим потребную для горизонтального полета скорость у земли через V_0 и плотность воздуха у земли через ρ_0 , а потребную скорость на высоте H через V_H и плотность через ρ_H ; тогда, поскольку c_y , G и S в обоих случаях одинаковы, можно написать:

$$V_0 = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho_0 S}} \text{ и } V_H = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho_H S}}.$$

Разделив второе уравнение на первое, после сокращений получим:

$$\frac{V_H}{V_0} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}},$$

откуда

$$V_H = V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}.$$

Величину $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}$ называют высотным коэффициентом скорости.

Значения высотного коэффициента для разных высот приведены ниже в таблице.

ЗНАЧЕНИЯ ВЫСОТНОГО КОЭФФИЦИЕНТА ДЛЯ РАЗНЫХ
ВЫСОТ

Высота, м	$\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_n}}$		Высота, м	$\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_n}}$
0	1		6500	1,400
500	1,024		7000	1,440
1000	1,050		7500	1,484
1500	1,076		8000	1,528
2000	1,103		8500	1,572
2500	1,130		9000	1,621
3000	1,161		9500	1,670
3500	1,191		10 000	1,724
4000	1,222		11 000	1,838
4500	1,255		12 000	1,987
5000	1,290		13 000	2,150
5500	1,336		14 000	2,326
6000	1,363		15 000	2,520

Задача. Определить скорость, потребную для горизонтального полета на высоте 6500 м при тех же G и c_y , что и у земли, если скорость у земли $V_0 = 300$ км/час.

Решение. Пользуясь приведенной таблицей высотного коэффициента, находим, что для высоты 6500 м величина $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_n}} \approx 1,4$.

Получаем: $V_n = V_0 \cdot 1,4 = 300 \cdot 1,4 = 420$ км/час, т. е. на высоте 6500 м для горизонтального полета при неизменных G и c_y потребуется скорость на 120 км/час больше, чем у земли.

Обращаем внимание, что речь идет об увеличении на высоте потребной скорости, а не вообще скорости самолета, которую он способен развить. Это, как мы увидим дальше, не одно и то же.

Показания прибора на высоте. Следует помнить, что прибор (указатель скорости) не отмечает влияние высоты на скорость полета. На любой высоте он показывает только ту скорость, которую при данном весе и данном угле атаки самолет имел бы у земли.

В начале этого параграфа было показано, что в горизонтальном полете у земли и на любой высоте H , если угол атаки и вес самолета неизменны, величина скоростного напора остается постоянной, т. е.

$$\frac{\rho V_0^2}{2} = \frac{\rho_n V_n^2}{2}.$$

Но указатель скорости измеряет именно скоростной напор, а не скорость полета как таковую. А так как ско-

ростной напор на любой высоте при неизменном коэффициенте c_y остается постоянным, то и показания прибора при неизменном c_y (если скорость полета не превышает 700—800 км/час) будут оставаться постоянными. Например, если при наивыгоднейшем угле атаки в полете у земли прибор показывает скорость 200 км/час, то и на любой высоте при наивыгоднейшем угле атаки (и при том же весе самолета) прибор будет показывать тоже 200 км/час, хотя истинная скорость будет иной. Для летчика это очень удобно, так как по скорости полета, показываемой прибором, он может косвенно судить о величине угла атаки, т. е. о режиме полета. Чем больше угол атаки и соответствующий ему коэффициент c_y , тем меньше скоростной напор и скорость по прибору. Практически минимальной скоростью является экономическая скорость — граница между первыми и вторыми режимами. Эта практически минимальная скорость на всех высотах по прибору одинакова (при неизменном весе), и поэтому летчик, чтобы не попасть в интервал вторых режимов, не должен уменьшать скорость по прибору ниже экономической.

Скорость по прибору, индикаторная и истинная скорости полета. В полете летчик наблюдает скорость по шкале прибора, размеченной в км/час. Разметку шкалы делают в полете у земли, т. е. на нулевой высоте. Следовательно, скорость по прибору соответствует истинной скорости самолета на нулевой высоте (если показания прибора верны), т. е.

$$V_{0 \text{ ист}} = V_{\text{пр}}.$$

Таким образом, летчик, совершая горизонтальный полет на высоте при некотором угле атаки, наблюдает по прибору лишь ту скорость, которую самолет развивает при том же угле атаки у земли. Но с высотой потребная скорость увеличивается пропорционально высотному коэффициенту. Поэтому, чтобы узнать скорость на высоте H , надо скорость по прибору помножить на высотный коэффициент, т. е.

$$V_{\text{н ист}} = V_{\text{пр}} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_{\text{н}}}}.$$

Таким путем в показания прибора вносятся поправки на высоту полета.

Пример. В полете на высоте 2500 м прибор показывает скорость 200 км/час. Какова истинная скорость?

Умножаем $V_{пр}$ на величину высотного коэффициента для высоты 2500 м,

$$V_{ист} = 200 \cdot 1,13 = 226 \text{ км/час.}$$

Такой расчет был бы вполне правильным, если бы показания указателя скорости были совершенно верны (как оговорено выше). В действительности в показания этого прибора, состоящего из манометра и приемника воздушного давления, кроме описанной поправки на высоту, приходится обычно вносить еще две поправки. Первая из них зависит от манометра и называется инструментальной (обозначим ее $\Delta V_{инст}$). Вторая поправка зависит от приемника воздушного давления, в основном — от расположения этой измерительной трубки на самолете. Например, при расположении ее над крылом, где скорость потока больше скорости полета, показание прибора будет, очевидно, несколько завышено, а в случае расположения под крылом, где скорость потока нередко бывает меньше скорости полета, показание прибора будет несколько занижено. Поправка такого характера называется аэродинамической ($\Delta V_{аэр}$). Обе указанные поправки могут быть отрицательными и положительными.

Скорость по прибору после внесения в нее инструментальной и аэродинамической поправок называют индикаторной скоростью. Таким образом,

$$V_{инд} = V_{пр} + \Delta V_{инст} + \Delta V_{аэр}.$$

Из сказанного ясно, что истинную скорость полета у земли и на высоте будет правильнее находить по таким формулам:

$$V_{оист} = V_{инд}; \quad V_{нист} = V_{инд} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_n}}.$$

При очень больших скоростях полета в показания прибора приходится вносить еще поправку на сжимаемость воздуха.

§ 52. ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ НА ПОТРЕБНУЮ МОЩНОСТЬ. ПОТРЕБНЫЕ И РАСПОЛАГАЕМЫЕ МОЩНОСТИ НА ВЫСОТЕ

Так как с высотой потребная тяга при неизменных весе и угле атаки остается неизменной, а потребная скорость возрастает пропорционально высотному коэффици-

енту, то в таком же отношении возрастает и потребная мощность. Обозначим мощность, потребную для горизонтального полета у земли при некотором угле атаки, через N_0 , а потребную мощность на высоте H (при том же угле атаки) через N_H . Тогда

$$N_0 = \frac{P_0 V_0}{75} \text{ и } N_H = \frac{P_H V_H}{75}.$$

Разделим первое уравнение на второе, учитывая, что $P_0 = P_H$. После сокращения на P_0 получим:

$$\frac{N_0}{N_H} = \frac{V_0}{V_H}.$$

Вместо скорости V_H подставим ее значение, найденное в предыдущем параграфе, тогда

$$\frac{N_0}{N_H} = \frac{V_0}{V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}},$$

откуда, после сокращения на V_0 , получим:

$$N_H = N_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}.$$

Таким образом, с увеличением высоты полета потребная мощность, как и потребная скорость, возрастает пропорционально высотному коэффициенту.

Потребные и располагаемые мощности на высоте. Зная, как изменяются потребные скорость и мощность с высотой, нетрудно кривую Жуковского, построенную для высоты $H=0$, перестроить на любую высоту и затем выяснить, как изменяются летные качества самолета с высотой. При этом надо, конечно, знать, как изменяется с высотой не только потребная мощность, но и располагаемая мощность, т. е. мощность силовой установки. Изменение мощности силовой установки с высотой будет различно в зависимости от того, каким двигателем снабжен самолет — невисотным или висотным. Поэтому необходимо рассмотреть оба эти случая.

При невисотном двигателе мощность силовой установки начинает падать от земли, и поэтому кривые располагаемых мощностей будут тем ближе к оси абсцисс, чем больше высота полета. Кривые же потребных мощностей, наоборот, будут располагаться все дальше от оси абсцисс и от оси ординат (поскольку с ростом высоты потребные скорость и мощность возрастают). В результате получится график, примерный вид которого

изображен на рис. 65,а. Такой график называется высотной характеристикой самолета. Он наглядно показывает следующее:

1. С увеличением высоты потребная мощность возрастает, располагаемая же мощность уменьшается.
2. С увеличением высоты максимальный избыток

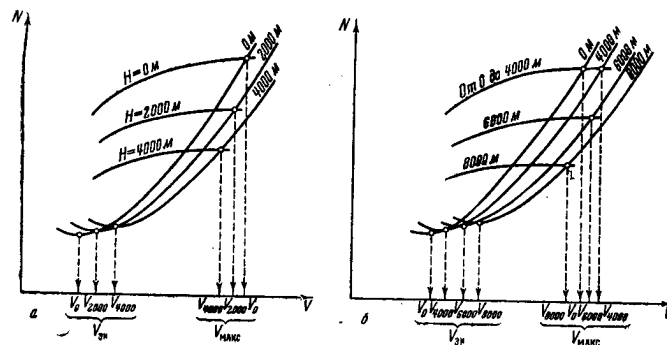


Рис. 65. Примерный график потребных и располагаемых мощностей на разных высотах для самолета: а — с невысотным двигателем; б — с высотным двигателем

мощности, оцениваемый наибольшим расстоянием между точками кривых на одной вертикали, уменьшается и на некоторой высоте становится равным нулю. Высота, на которой избыток мощности, несмотря на полный газ, становится равным нулю, называется теоретическим потолком самолета. Таким образом, потолок данного самолета есть та предельная высота, на которой этот самолет может еще совершать горизонтальный полет.

3. С увеличением высоты экономическая скорость самолета увеличивается, максимальная же скорость уменьшается из-за падения мощности двигателя.

4. С увеличением высоты диапазон скоростей горизонтального полета уменьшается. На потолке самолета диапазон скоростей становится равным нулю и горизонтальный полет возможен только на одной скорости — экономической (поскольку при этой скорости требуется минимальная мощность).

При высотном двигателе мощность силовой установки остается постоянной или даже растет до границы

высотности двигателя и начинает падать лишь выше ее. Совмещая и здесь кривые Жуковского с кривыми располагаемых мощностей для тех же высот, получим картину, примерный вид которой показан на рис. 65,б.

График наглядно показывает, что при высотном двигателе:

1. Максимальная скорость растет от земли до границы высотности двигателя (с учетом скоростного напора) и лишь за ней начинает уменьшаться.

2. Наибольший диапазон скоростей получается на границе высотности двигателя.

3. Значительно увеличивается потолок самолета.

На рис. 66 и 67 даны высотные характеристики самолетов Як-18 и Як-11.

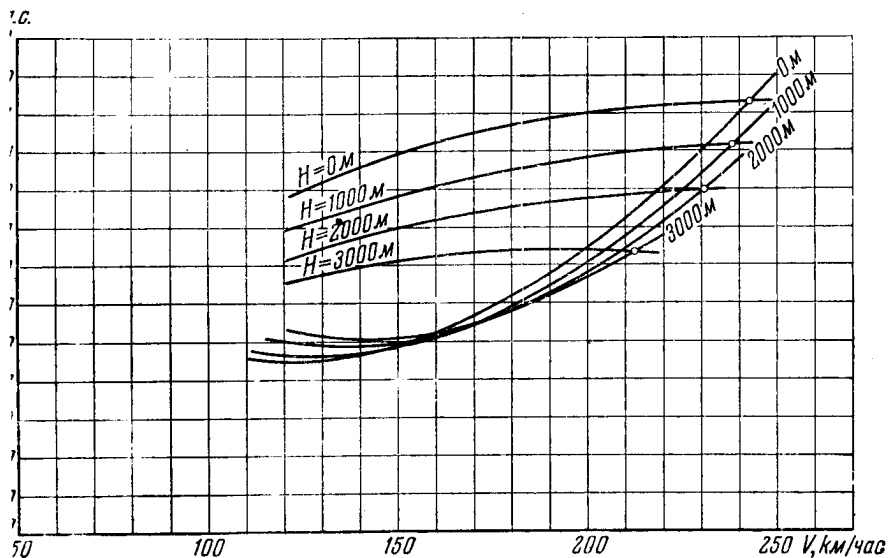


Рис. 66. Потребные и располагаемые мощности в горизонтальном полете на разных высотах самолета Як-18 ($G = 1050$ кг)

Имея такие графики, можно определить максимальные и экономические скорости самолета для разных высот; откладывая эти скорости и соответствующие им высоты по осям координат, можно построить кривые, по-

казывающие изменение $V_{эк}$ и $V_{макс}$ и изменение диапазона скоростей с увеличением высоты для самолета как с невысоким, так и с высотным двигателем (рис. 68). На нашем рисунке такие кривые даны для самолетов Як-18 и Як-11 (заметим здесь, что двигатель АШ-21,

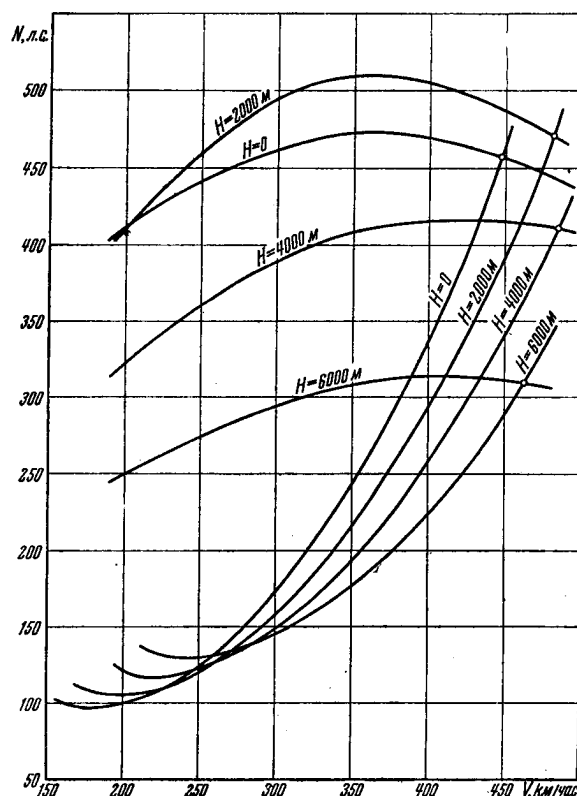


Рис. 67. Потребные и располагаемые мощности в горизонтальном полете на разных высотах самолета Як-11 ($G = 2300$ кг)

которым снабжен самолет Як-11, имеет границу высоты 1700 м, но с учетом скоростного напора она повышается до 2250 м).

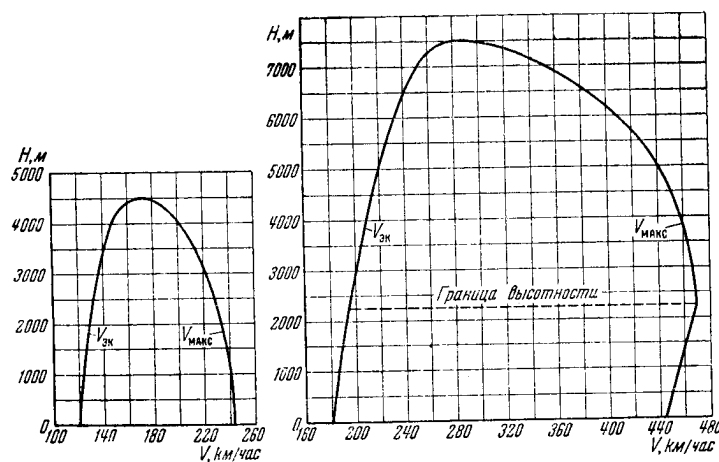


Рис. 68. Изменение $V_{\text{макс}}$ и $V_{\text{эк}}$ и диапазона скоростей с увеличением высоты полета (до практического потолка) самолета Як-18 при $G = 1050$ кг (слева) и самолета Як-11 при $G = 2250$ кг (справа)

§ 53. ВЛИЯНИЕ УДЕЛЬНОЙ НАГРУЗКИ НА ЛЕТНЫЕ КАЧЕСТВА САМОЛЕТА В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ

Удельная нагрузка на крыло меняется в зависимости от количества горючего, боеприпасов и пр., меняется она и в полете вследствие расхода этих грузов. Чтобы выяснить влияние удельной нагрузки, рассмотрим горизонтальный полет одного и того же самолета при разных нагрузках, но при одинаковом угле атаки и одинаковой высоте.

Предположим, что полетный вес увеличился. Но необходимо соблюдение равенства $Y = G$, поэтому соответственно надо увеличить и подъемную силу. Это можно сделать либо путем увеличения угла атаки, либо путем увеличения скорости. Так как по условию угол атаки остается неизменным, то должна быть увеличена скорость. Наоборот, при уменьшении веса потребная скорость уменьшится.

Если известна потребная скорость V при расчетном весе G , то вычислить потребную скорость при ином весе

G_1 (при том же c_y и на той же высоте) можно по формуле, которую нетрудно вывести. Мы можем написать:

$$V = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} \text{ и } V_1 = \sqrt{\frac{2G_1}{c_y \rho S}}.$$

Разделим второе уравнение на первое. После сокращений получим:

$$\frac{V_1}{V} = \sqrt{\frac{G_1}{G}},$$

откуда

$$V_1 = V \sqrt{\frac{G_1}{G}}.$$

Из этой формулы видно, что при увеличении полетного веса потребная скорость увеличивается пропорционально квадратному корню из отношения нового веса к старому (если угол атаки и плотность воздуха остаются неизменными). При уменьшении веса потребная скорость в таком же отношении уменьшается.

Задача. Летчик начал перелет на самолете при весе $G = 4900$ кг. В самом начале перелета самолет развивал скорость $V = 300$ км/час. К концу перелета было израсходовано 1300 кг горючего и смазочного. Какова должна быть скорость горизонтального полета в конце перелета при том же угле атаки и на той же высоте?

Ответ: $V = 257$ км/час.

Изменение полетного веса влияет не только на потребную скорость, но и на все другие летные качества самолета. Это легко обнаружить, если кривые потребной мощности построить для двух весов — большего и меньшего. При совмещении этих кривых с кривой располагаемой мощности можно обнаружить, что:

1. С увеличением полетного веса данного самолета его минимальная (посадочная) скорость, а также экономическая и наивыгоднейшая скорости увеличиваются, максимальная же скорость, наоборот, уменьшается (поскольку для поддержания самолета увеличенного веса приходится переходить на больший угол атаки).

2. С увеличением полетного веса диапазон скоростей уменьшается вследствие уменьшения максимальной скорости и увеличения экономической скорости.

3. С увеличением полетного веса уменьшается потолок самолета (поскольку уменьшается избыток мощности).

Таким образом, с увеличением полетного веса все летные качества самолета ухудшаются.

В случае уменьшения полетного веса самолета его летные качества, наоборот, улучшаются.

§ 54. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

Ровный ветер не ощутим в полете. Аэродинамические силы, действующие на самолет, зависят от воздушной скорости, а на воздушную скорость самолета равномерный ветер не влияет. Влияние порывистого ветра значительно сложнее.

Порывистым называют ветер, скорость которого непостоянна и меняется через короткие промежутки времени (иногда — доли секунды). Скорость ветра все время колеблется около некоторой средней величины, которую можно назвать средней скоростью порывистого ветра.

Предположим, что дует сильный порывистый ветер, скорость которого W колеблется от 12 до 22 м/сек, а средняя скорость равна 16 м/сек. Пусть самолет летит против ветра со скоростью $V = 50$ м/сек (рис. 69, а). Допустим, что скорость ветра внезапно возросла до 22 м/сек, т. е. увеличилась на $\Delta W = 6$ м/сек, и что порыв продолжался одну секунду. Так как самолет не успевает последовать за таким быстрым изменением скорости воз-



Рис. 69. Влияние порывистого ветра на горизонтальный полет самолета

душной среды, то скорость встречного потока, набегающего на крыло, увеличится на 6 м/сек и будет:

$$V_1 = V + \Delta W = 50 + 6 = 56 \text{ м/сек.}$$

Вследствие этого подъемная сила крыла резко возрастет и самолет подбросит вверх (рис. 69,б). Допустим далее, что в следующую секунду скорость ветра упала до 12 м/сек. В этом случае по указанной выше причине скорость встречного потока уменьшится на $\Delta W_1 = 10 \text{ м/сек}$ и, следовательно, будет:

$$V_2 = V_1 - \Delta W_1 = 56 - 10 = 46 \text{ м/сек.}$$

Вследствие этого подъемная сила резко уменьшится и самолет провалится вниз.

В полете по ветру будем иметь обратную картину, т. е. при возрастании скорости ветра получится бросок вниз, при падении ее — бросок вверх.

Кроме бросков вверх и вниз, самолет будет колебаться вокруг центра тяжести. Если правое и левое крылья будут оказываться под действием разных по силе порывов, то последние будут нарушать поперечное равновесие самолета. Боковой порывистый ветер, действуя на вертикальное оперение, будет нарушать и путевое равновесие самолета (изменять направление полета).

Таким образом, эффект действия порывистого ветра состоит, во-первых, в том, что траектория полета, общее направление которой остается горизонтальным, оказывается не строго прямолинейной, а волнообразной, и, во-вторых, в том, что нарушается равновесие самолета. Порывистый ветер, как говорят летчики, *болтает* самолет, а боковой порывистый ветер, кроме того, все время сбивает самолет с курса — самолет все время *рыскает*.

Положительные и отрицательные порывы ветра обычно чередуются между собой, поэтому вызываемые ими небольшие колебания скорости потока, обдувающего самолет, почти не сказываются на величине его воздушной скорости. Это позволяет в практике считать, что не только ровный, но и порывистый ветер на воздушную скорость самолета, т. е. на режим полета, не влияет (скорость V и угол атаки α остаются постоянными).

Выше мы подразумевали, что ветер есть горизонтальное течение воздуха. Но течения воздуха могут быть наклонными и даже вертикальными — восходя-

щими и нисходящими. В результате сложения двух движений в первом случае самолет относительно земли будет подниматься, во втором — снижаться. Восходящие и нисходящие течения нередко быстро чередуются между собой. В этом случае самолет будет бросать то вверх, то вниз, как при порывистом ветре.

В заключение заметим, что при неспокойной атмосфере, вследствие кратковременных изменений подъемной силы крыла, возможны так называемые аэродинамические перегрузки, достигающие 2 или даже 2,5 (т. е. подъемная сила крыла на короткое время может возрастать больше чем в 2 раза).

§ 55. РАБОТЫ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ УЧЕНЫХ ПО АЭРОДИНАМИЧЕСКОМУ РАСЧЕТУ И ДИНАМИКЕ САМОЛЕТА

При проектировании самолета конструктор, пользуясь данными аэродинамики и теории силовой установки, делает аэродинамический расчет самолета (основы его уже были рассмотрены в этой главе).

Аэродинамическим расчетом самолета называется раздел аэродинамики самолета, изучающий теорию и методы расчета равномерных прямолинейных движений самолета. Вопросы же устойчивости и разбор сложных движений самолета, например виражей, обычно выделяется в отдельную дисциплину — динамику самолета.

Впервые аэродинамический расчет самолета в виде, очень близком к тому, в каком он применяется теперь, был изложен Н. Е. Жуковским еще в 1911—1912 гг. в его лекциях «Теоретические основы воздухоплавания», читанных в Московском высшем техническом училище. Тогда же Н. Е. Жуковский и предложил пользоваться для расчета кривыми потребных и располагаемых тяг в горизонтальном полете. В 1913—1916 гг. Н. Е. Жуковский опубликовал также статьи «Динамика аэропланов в элементарном изложении», предназначенные для улучшения теоретической подготовки летного состава.

Особенно широкое развитие вопросы аэродинамического расчета и динамики самолета получили после Великой Октябрьской социалистической революции в трудах учеников и последователей Жуковского — В. П. Вет-

чинкина, А. Н. Туполева, В. С. Пышнова, В. С. Ведрова, И. В. Остославского, Б. Т. Горощенко и других советских ученых.

ГЛАВА VIII

ПОДЪЕМ САМОЛЕТА

§ 56. УСЛОВИЯ РАВНОВЕСИЯ СИЛ ПРИ ПОДЪЕМЕ

Установившимся подъемом называется прямолинейный полет по наклонной вверх траектории с постоянной воздушной скоростью V (рис. 70). Угол θ , образуемый траекторией подъема с горизонтом, называется углом подъема.

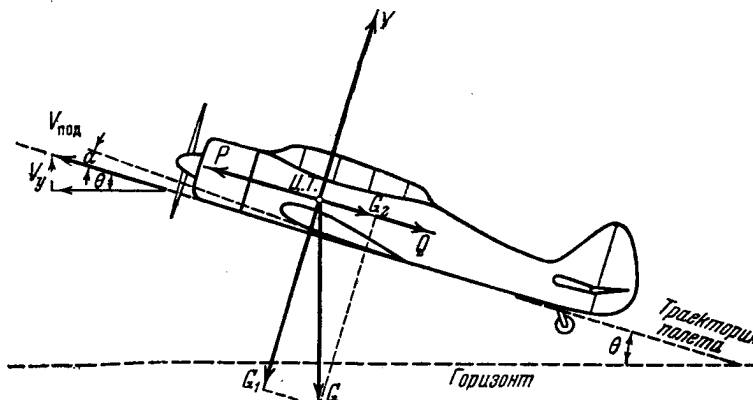


Рис. 70. Силы, действующие на самолет при установившемся подъеме

При установившемся подъеме на самолет действуют те же силы, что и в горизонтальном полете, т. е. сила веса G , сила тяги P и полная аэродинамическая сила R самолета; последнюю удобнее заменить ее составляющими — подъемной силой Y и силой лобового сопротивления Q .

Разложим силу веса на две составляющие—перпендикулярную и параллельную вектору воздушной скоро-

сти, получим силы G_1 и G_2 . Из рис. 70 видно, что подъемная сила уравнивает только одну составляющую веса — силу G_1 . Другую же составляющую веса — силу G_2 — вместе с силой лобового сопротивления Q должна уравновесить тяга винта P . Таким образом, для установившегося подъема необходимо выполнение следующих условий: $Y = G_1$ (условие прямолинейности полета); $P = Q + G_2$ (условие постоянства скорости).

Эти равенства называются уравнениями движения самолета при наборе высоты.

Отсюда следует, что при установившемся подъеме:

1. Подъемная сила крыла меньше веса самолета и уравнивает только одну составляющую веса — силу G_1 .

2. Тяга винта должна быть больше лобового сопротивления на величину составляющей веса — силы G_2 .

Из рис. 70 нетрудно заключить, что чем больше будет угол подъема Θ , тем меньшую часть веса уравнивает подъемная сила крыла и тем большую часть веса берет на себя тяга винта. И если бы самолет мог подниматься вертикально, то крыло для подъема стало бы излишним и весь вес уравнивала бы тяга винта, т. е. самолет превратился бы в вертолет.

Итак, с увеличением угла подъема сила G_1 уменьшается, а сила G_2 увеличивается. Угол между векторами сил G и G_1 равен углу подъема. Следовательно, сила $G_1 = G \cos \Theta$, а сила $G_2 = G \sin \Theta$. Если подставить эти выражения в написанные выше уравнения движения самолета при подъеме, то последние примут такой вид:

$$Y = G \cos \Theta;$$

$$P = Q + G \sin \Theta.$$

§ 57. СКОРОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ПОДЪЕМА

При наборе высоты подъемная сила крыла равна:

$$Y = G \cos \Theta.$$

С другой стороны, подъемную силу крыла, обозначив скорость при подъеме через $V_{\text{под}}$, можно выразить так:

$$Y = c_y \frac{\rho V_{\text{под}}^2}{2} S.$$

Если правые части написанных уравнений приравнять и полученное уравнение решить относительно $V_{\text{под}}$, то получим:

$$V_{\text{под}} = \sqrt{\frac{2 G \cos \Theta}{c_y \rho S}} \text{ (м/сек)}$$

или

$$V_{\text{под}} = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} \cdot \sqrt{\cos \Theta}.$$

Но первый множитель есть скорость, необходимая для горизонтального полета, поэтому можно написать:

$$V_{\text{под}} = V_{\text{гор}} \sqrt{\cos \Theta}.$$

Так как $\sqrt{\cos \Theta}$ меньше единицы, то скорость при подъеме всегда меньше скорости горизонтального полета с тем же углом атаки.

На практике разница часто получается незначительной, так как угол подъема самолетов с поршневыми двигателями редко превышает 10—15°, а при таких углах $\sqrt{\cos \Theta}$ близок к единице, и, следовательно, скорость при подъеме будет мало отличаться от скорости горизонтального полета.

Пример. Самолет развивает в горизонтальном полете при некотором угле атаки скорость $V = 300 \text{ км/час}$. Определить скорость при подъеме с тем же углом атаки, если угол подъема $\Theta = 10^\circ$.

Определив, что $\cos 10^\circ = 0,992$, находим скорость при подъеме:
 $V_{\text{под}} = 300 \cdot 0,992 = 297,6 \text{ км/час}$,
 т. е. разница между скоростями горизонтального полета и подъема составляет в данном случае всего лишь 2,4 км/час.

§ 58. ТЯГА, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ПОДЪЕМА

При подъеме сила тяги уравнивает лобовое сопротивление самолета и составляющую силы веса. Следовательно, необходимая для подъема тяга выражается так:

$$P_n = Q + G \sin \Theta.$$

Лобовое сопротивление Q самолета при подъеме с малым углом Θ (до 10—12°) можно считать равным лобовому сопротивлению или потребной тяге в горизонтальном полете. Поэтому можно сказать, что необходимая при подъеме тяга складывается из тяги, необходимой для горизонтального полета, и некоторой дополнительной

тяги, необходимой для преодоления составляющей веса, т. е.

$$P_{\text{под}} = P_{\text{гор}} + \Delta P.$$

Чтобы убедиться в этом, обратимся к диаграмме потребной и располагаемой тяг в горизонтальном полете, например самолета Як-18 (см. рис. 60). Пусть летчик совершает на этом самолете (при весе $G = 1050 \text{ кг}$) горизонтальный полет со скоростью 180 км/час . При такой скорости двигатель задресселирован, так как самолет требует для полета меньшую тягу, чем располагаемая на полном газе, поэтому имеется избыток тяги $\Delta P = 67 \text{ кг}$. Если летчик даст полный газ, сохраняя прежний угол атаки, то самолет уже не сможет продолжать горизонтальный полет и начнет набирать высоту, причем избыток тяги 67 кг будет той тягой, которая необходима для преодоления составляющей силы веса. Подъем будет происходить со скоростью около 180 км/час .

§ 59. УГОЛ ПОДЪЕМА И НАКЛОН САМОЛЕТА К ГОРИЗОНТУ ПРИ ПОДЪЕМЕ

Избыток тяги, имеющийся при горизонтальном полете со скоростью, меньшей максимальной, при подъеме, как было показано, идет на уравнивание составляющей веса, т. е.

$$\Delta P = G \sin \Theta,$$

откуда

$$\sin \Theta = \frac{\Delta P}{G}.$$

Зная $\sin \Theta$, можно найти и угол подъема Θ . В примере, приведенном в предыдущем параграфе, избыток тяги $\Delta P = 67 \text{ кг}$ и вес $G = 1050 \text{ кг}$, следовательно,

$$\sin \Theta = \frac{67}{1050} \approx 0,063,$$

тогда $\angle \Theta \approx 3^\circ,5$.

Из формулы и приведенного примера можно сделать следующие выводы:

1. Угол подъема тем больше, чем больше избыток тяги и чем меньше вес самолета. Так как избыток тяги в горизонтальном полете при разных скоростях различен,

то каждой скорости соответствует вполне определенный угол подъема.

2. Наибольший угол подъема будет при максимальном избытке тяги. Последний для винтовых самолетов соответствует скорости, близкой к экономической.

Так, например, для самолета Як-18 с двигателем М-11ФР и винтом В-501-Д-81 (при $G = 1050$ кг) максимальный избыток тяги $\Delta P_{\text{макс}} \approx 90$ кг (при скорости полета $V = 140$ км/час), следовательно:

$$\sin \theta_{\text{макс}} \approx \frac{90}{1050} \approx 0,086,$$

откуда наибольший угол подъема $\theta_{\text{макс}} \approx 5^\circ$.

Для самолета Як-11 с двигателем АШ-21 и винтом 111В-20 (при $G = 2300$ кг) максимальная избыточная тяга $P_{\text{макс}} \approx 380$ кг (при скорости полета $V = 210$ км/час), следовательно:

$$\sin \theta_{\text{макс}} \approx \frac{380}{2300} \approx 0,165,$$

откуда

$$\theta_{\text{макс}} \approx 9,5^\circ.$$

На практике установить наибольший угол подъема не представляет труда. Для этого, дав полный газ, устанавливают руль высоты так, чтобы прибор показал скорость, соответствующую максимальному избытку тяги. Тогда получится самый крутой подъем.

Однако здесь же надо сделать молодому летчику следующее предостережение.

Самый крутой подъем — это не самый быстрый подъем. Самый крутой подъем, как будет показано дальше, связан с риском потери скорости. Такой подъем применим лишь в целях изучения летных качеств самолета — после того, как будет всесторонне усвоена техника пилотирования (и только на безопасной высоте).

Подъем может быть осуществлен при различных углах атаки и различных углах подъема. В зависимости от величины этих углов, а также от величины угла установки крыла самолет будет иметь тот или иной угол наклона (составляемый продольной осью с горизонтом).

Из сказанного следует, что не всегда можно точно судить об угле подъема по наклону самолета к горизонту. Полезно контролировать себя показанием указателя скорости, поскольку угол подъема зависит от угла атаки, а тем самым — от скорости полета.

§ 60. МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ПРИ ПОДЪЕМЕ, И ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПОДЪЕМА

Чтобы узнать, какая требуется мощность при подъеме, надо потребную тягу умножить на скорость при подъеме ($V_{\text{под}}$). Так как потребная для подъема тяга

$$P_{\text{под}} = Q + G \sin \theta,$$

то, следовательно, потребная мощность $N_{\text{под}}$ (в лошадиных силах) выразится так:

$$N_{\text{под}} = \frac{QV_{\text{под}}}{75} + \frac{G \sin \theta V_{\text{под}}}{75}.$$

Первое слагаемое есть мощность, затрачиваемая на преодоление лобового сопротивления при подъеме. При малых углах θ ее можно считать равной мощности, потребной для горизонтального полета с тем же углом атаки ($N_{\text{гор}}$). Посмотрим теперь, что представляет собой второе слагаемое в написанной формуле.

При подъеме самолет, двигаясь вверх по наклонной траектории, набирает высоту (рис. 71). Высота, набираемая за одну секунду, называется вертикальной скоростью подъема (обозначается V_y).

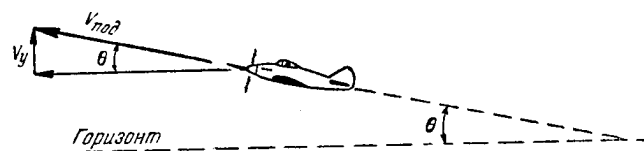


Рис. 71. Скорость самолета на подъеме и вертикальная скорость подъема

Из рисунка видно, что

$$V_y = V_{\text{под}} \sin \theta.$$

Теперь стало ясно, что второе слагаемое в написанной выше формуле выражает мощность, затрачиваемую на создание вертикальной скорости V_y . На это расходуется избыток мощности ΔN , который имеется в горизонтальном полете на всех скоростях, кроме максимальной (§ 49). Таким образом, потребную при подъеме мощность теперь можно записать так:

$$N_{\text{под}} = N_{\text{гор}} + \Delta N.$$

Приведем для иллюстрации пример.

Допустим, летчик совершает горизонтальный полет у земли на самолете Як-18 при $G = 1050$ кг со скоростью $V = 180$ км/час (50 м/сек). При такой скорости для горизонтального полета самолета Як-18 на нулевой высоте (см. рис. 62) требуется мощность всего 62 л. с. и имеется избыток мощности ΔN , равный приблизительно 45 л. с. Этот избыток мощности и расходуется на создание вертикальной скорости. Итак,

$$\Delta N = \frac{GV_y}{75} \text{ (л. с.)}.$$

Отсюда определяем вертикальную скорость:

$$V_y = \frac{75\Delta N}{G} \text{ (м/сек)}.$$

Эта формула показывает, что вертикальная скорость будет тем больше, чем больше избыток мощности и чем меньше вес самолета. Следовательно, максимальная вертикальная скорость будет при максимальном избытке мощности, т. е.

$$V_{y \text{ макс}} = \frac{75\Delta N_{\text{макс}}}{G}.$$

Так, у самолета Як-18 при весе $G = 1050$ кг максимальная избыточная мощность в горизонтальном полете у земли равна 50 л. с. (см. рис. 62), поэтому максимальная вертикальная скорость у земли будет равна:

$$V_{y \text{ макс}} = \frac{75 \cdot 50}{1050} \approx 3,6 \text{ м/сек}.$$

Самолет Як-11 при весе $G = 2300$ кг в горизонтальном полете у земли имеет максимальный избыток мощности $\Delta N = 316$ л. с. (см. рис. 63), поэтому максимальная вертикальная скорость у земли будет:

$$V_{y \text{ макс}} = \frac{316 \cdot 75}{2300} \approx 10 \text{ м/сек}.$$

Максимальный избыток мощности получается приблизительно на наивыгоднейшей скорости. У самолета Як-18 скорость, соответствующая $\Delta N_{\text{макс}}$, равна 150 км/час; у самолета Як-11 эта скорость равна 240 км/час (см. рис. 62 и 63).

Таким образом, самый быстрый подъем получается на скорости, соответствующей $V_{y \text{ макс}}$. Эту скорость называют наивыгоднейшей скоростью подъема.

м а. Следовательно, для осуществления наиболее быстрого подъема надо установить рулем высоты угол атаки, соответствующий наивыгоднейшей скорости подъема.

§ 61. УКАЗАТЕЛЬНИЦА ТРАЕКТОРИИ ПОДЪЕМА. ПЕРВЫЕ И ВТОРЫЕ РЕЖИМЫ ПОДЪЕМА

Зависимость угла подъема и вертикальной скорости от скорости полета изображают графически в виде кривой, которую называют указательницей траекторий подъема (рис. 72 и 73). Метод построения ее такой.

Сначала вычисляют углы подъема при различных скоростях полета. Затем от начала оси скоростей откладывают при помощи транспортира найденные углы подъема и соответствующие им скорости по траектории, помечая концы векторов скоростей соответствующими углами атаки (рис. 73). Соединив концы векторов скоростей плавной кривой, получают указательницу траекторий подъема (нетрудно понять, что перпендикуляр, опущенный из конца какого-либо вектора скорости V на ось скоростей, изобразит соответствующую вертикальную скорость V_y).

На рис. 72 и 73 даны указательницы траекторий подъема самолетов Як-18 и Як-11. Пользование указательницей понятно из построения.

Если провести касательную к кривой параллельно оси абсцисс, то точка касания обозначит угол атаки, при котором вертикальная скорость будет максимальной, т. е. укажет режим наиболее быстрого подъема (наивыгоднейшую скорость подъема).

Если провести касательную к кривой из начала координат, то она обозначит угол атаки, при котором угол подъема будет наибольшим (наиболее крутой подъем). Соответствующая ему скорость близка к экономической.

Точка пересечения кривой с осью абсцисс обозначит режим полета с максимальной скоростью по горизонтали (избытка мощности нет).

Первые и вторые режимы подъема. Прямые лучи, проведенные из начала координат к разным точкам кривой, дают нам величину и направление скоростей подъема. И если представить, что из одной точки одновременно

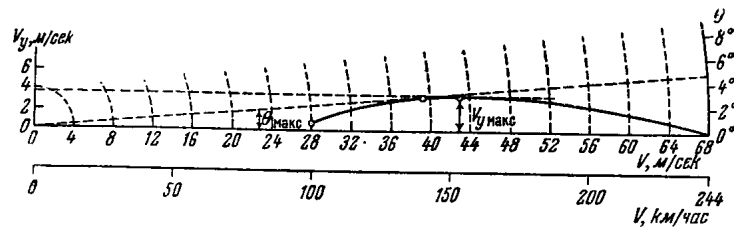


Рис. 72. Указательница траекторий подъема самолета Як-18
($G = 1050 \text{ кг}$)

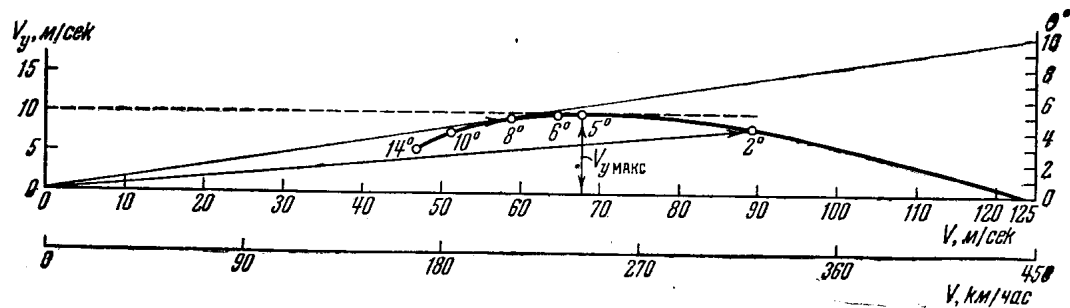


Рис. 73. Указательница траекторий подъема самолета Як-11
($G = 2300 \text{ кг}$)

но и в одном направлении вылетело несколько одинаковых во всех отношениях самолетов на полном газе, но с разными углами подъема и разными скоростями, то через одну секунду они, очевидно, расположились бы на кривой, как показано на рис. 74.

Нижний самолет летит с углом атаки, соответствующим максимальной скорости горизонтального полета

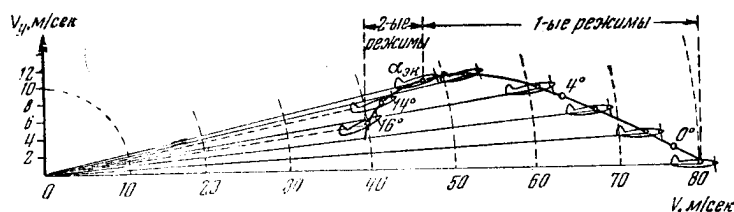


Рис. 74. Первые и вторые режимы подъема

(угол подъема и вертикальная скорость равны нулю). Следующий самолет летит с несколько большим углом атаки, его скорость полета немного меньше, самолет полого поднимается. Дальше, по мере увеличения угла атаки и уменьшения скорости, угол подъема и вертикальная скорость возрастают. На режиме самого быстрого подъема вертикальная скорость достигает максимума, т. е. этот самолет быстрее всех набирает высоту. Затем идет режим наиболее крутого подъема, для которого угол подъема максимален, но вертикальная скорость уже меньше.

При дальнейшем увеличении угла атаки и уменьшении скорости (левые самолеты) угол подъема и вертикальная скорость становятся все меньше (несмотря на полный газ).

Следовательно, поведение самолета при подъеме на малых и больших углах атаки противоположно. Отсюда вытекает понятие о первых и вторых режимах подъема, аналогичных первым и вторым режимам горизонтального полета. Границей между первыми и вторыми режимами является наиболее крутой подъем (т. е. экономическая скорость).

Подъем на вторых режимах труднее, так как на больших углах атаки самолет не так устойчив, как на малых, и хуже управляем; кроме того, на вторых режи-

мах изменяется управление самолетом. На первых режимах, если летчик берет ручку управления на себя (увеличивает угол атаки), угол подъема увеличивается. На вторых же режимах такое движение ручкой (увеличение угла атаки) уменьшает угол подъема.

Отсюда не следует, что на вторых режимах меняется действие руля высоты (как иногда думают молодые летчики). Как на первых, так и на вторых режимах при взятии ручки управления на себя угол атаки увеличивается, а при даче от себя — уменьшается. Различным является поведение самолета при одинаковом изменении угла атаки: на первых режимах наклон траектории полета изменяется в ту же сторону, что и угол атаки, а на вторых режимах наклон траектории изменяется в обратную сторону (при увеличении угла атаки α угол подъема Θ уменьшается).

Летая всегда на первых режимах, летчик привыкает к тому, что если он берет ручку управления на себя, то угол подъема увеличивается, а если дает от себя, то угол подъема уменьшается.

На вторых режимах происходит обратное, и это часто путает начинающего летчика: если по его ошибке самолет попал в интервал вторых режимов, летчик, заметив, что самолет не набирает высоты, стремится «поддержать» машину и еще больше берет ручку на себя, в результате чего скорость падает и самолет может свалиться на крыло. На малой высоте это приводит к серьезным последствиям.

Из сказанного следуют два правила:

1. Если самолет перестает набирать высоту, надо не брать ручку на себя, а, наоборот, плавно дать ее от себя, чтобы уменьшить угол атаки и тем увеличить скорость (набрать скорость).
2. Подъем до безопасной высоты никогда не следует делать на вторых режимах и на границе режимов (наиболее крутой подъем).

§ 62. ВЛИЯНИЕ ВЫСОТЫ НА ВЕРТИКАЛЬНУЮ СКОРОСТЬ, ПОТОЛОК И СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ САМОЛЕТА

Если на самолете установлен невысотный двигатель, то по мере подъема от земли избыток мощности уменьшается, поэтому уменьшается и вертикальная скорость.

Та высота, на которой избыток мощности станет равным нулю, вследствие чего станет равной нулю и вертикальная скорость, называется теоретическим потолком самолета.

Если на самолете установлен высотный двигатель, у которого мощность до его расчетной высоты не падает и даже растет, то избыток мощности, а следовательно, и вертикальная скорость также сначала растут и начинают падать лишь выше расчетной высоты. Естественно, что в результате этого будет иметь место значительное увеличение потолка самолета.

Чтобы узнать, как изменяется с высотой вертикальная скорость, находят максимальный избыток мощности на разных высотах и вычисляют максимальные вертикальные скорости на этих высотах, в результате чего получают ряд значений $V_{y \text{ макс}}$ по высоте. Откладывая эти значения по оси абсцисс, а соответствующие высоты — по оси ординат и соединяя полученные точки, получают график зависимости $V_{y \text{ макс}}$ от высоты (рис. 75). Точка пересечения кривой V_y с вертикалью, соответствующая нулевому значению вертикальной скорости, отмечает теоретический потолок самолета.

Теоретический потолок на практике недостижим. В самом деле, вертикальная скорость по мере приближения к нулю имела бы столь малую и все уменьшающуюся величину, что для подъема до теоретического потолка потребовалось бы бесконечное время. Ввиду этого было введено понятие «практический потолок», т. е. высота, на которой $V_{y \text{ макс}} = 0,5 \text{ м/сек}$, так как с еще меньшей вертикальной скоростью подъем уже нецелесообразен (за исключением отдельных случаев, например при рекордном полете на высоту).

Возникает вопрос: какую скорость по прибору должен держать летчик для наиболее быстрого подъема до практического потолка?

Для наиболее быстрого подъема нужна, напомним, наивыгоднейшая скорость подъема, соответствующая $\Delta N_{\text{ макс}}$ и $V_{y \text{ макс}}$. Так как у земли прибор показывает истинную скорость (если не учитывать инструментальную и аэродинамическую поправки), то в начале подъема летчик и должен держать указанную скорость. Но по мере подъема на высоту скорость увеличивается, тогда

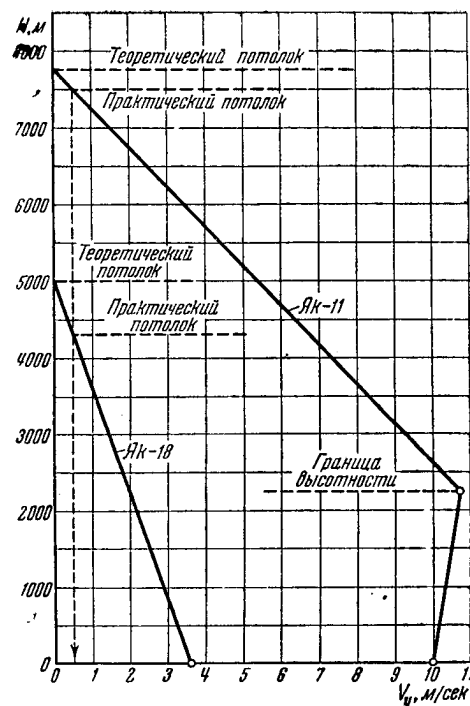


Рис. 75. Изменение максимальной вертикальной скорости с высотой и потолок самолета Як-18 ($G = 1050$ кг) и самолета Як-11 ($G = 2300$ кг)

как прибор при неизменном угле атаки будет по-прежнему показывать наивыгоднейшую скорость у земли. Поэтому, если за все время подъема летчик будет держать ту скорость, с которой он начал подъем (не будет изменять угол атаки), то на некоторой высоте истинная скорость окажется больше наивыгоднейшей и подъем замедлится. Отсюда следует, что по мере подъема летчик должен несколько уменьшать скорость по прибору, т. е. несколько увеличивать угол атаки — так, чтобы к потолку подойти на экономической скорости (поскольку на потолке самолет может лететь горизонтально только на экономической скорости).

Скороподъемность самолета может оцениваться и по

времени подъема на данную высоту. Расчет скорости подъема был бы очень прост, если бы вертикальная скорость не менялась с высотой. В таком случае, зная высоту H и вертикальную скорость V_y , можно было бы определить время подъема t , а именно:

$$t = \frac{H}{V_y} (\text{сек.}).$$

В действительности вертикальная скорость с высотой уменьшается (при невысоком двигателе — от земли, а при высотном — от границы высотности) и это усложняет расчет. Но если имеется график изменения вертикальной скорости по высоте, то, пользуясь приведенной формулой, можно рассчитать время подъема сравнительно просто. Для расчета разбивают высоту практического потолка на участки ΔH и, пользуясь графиком изменения V_y , определяют среднюю вертикальную скорость на каждом таком участке; затем, разделив высоту участка ΔH на среднюю скорость, находят время подъема на высоту первого участка, второго, третьего и т. д., после чего, суммируя, находят время подъема на всю заданную высоту.

Если полученные при расчете промежутки времени отложить по оси абсцисс, а соответствующие им высоты — по оси ординат, то нетрудно построить кривую, которая наглядно покажет набор высоты по времени — барограмму набора высоты.

Кривую подъема можно получить и в полете при помощи барографа. В этом слу-

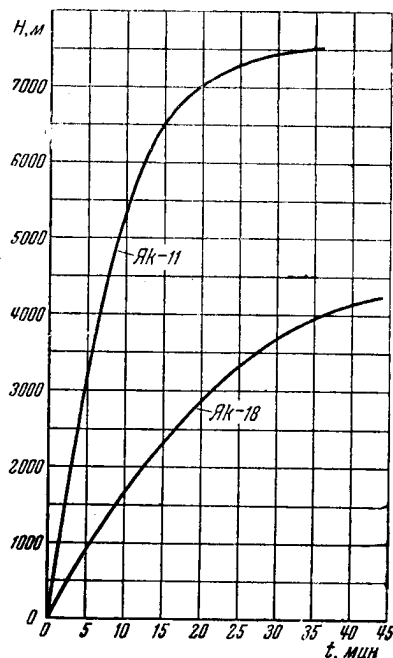


Рис. 76. Барограммы подъема самолета Як-18 ($G = 1050 \text{ кг}$) и самолета Як-11 ($G = 2300 \text{ кг}$)

чае ее называют полетной барограммой (рис. 76).

§ 63. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ПОДЪЕМ

Рассматривая в предыдущей главе горизонтальный полет при ветре, мы пришли к заключению, что ветер не влияет на воздушную скорость, а тем самым и на потребные тягу и мощность. Это полностью справедливо и для режимов подъема. Следовательно, при ветре связь между воздушной скоростью, углом атаки и углом наклона самолета к горизонту остается без изменения. Иначе говоря, ветер не изменяет летных качеств самолета относительно воздушной среды. Но относительно земли они могут изменяться.

Рассмотрим сначала влияние ветра на угол подъема относительно земли.

На рис. 77 показан подъем самолета при некотором угле атаки α и воздушной скорости V м/сек при безветрии, при встречном и попутном ветре, причем скорость ветра W в обоих случаях взята одна и та же и не изменяющаяся по высоте.

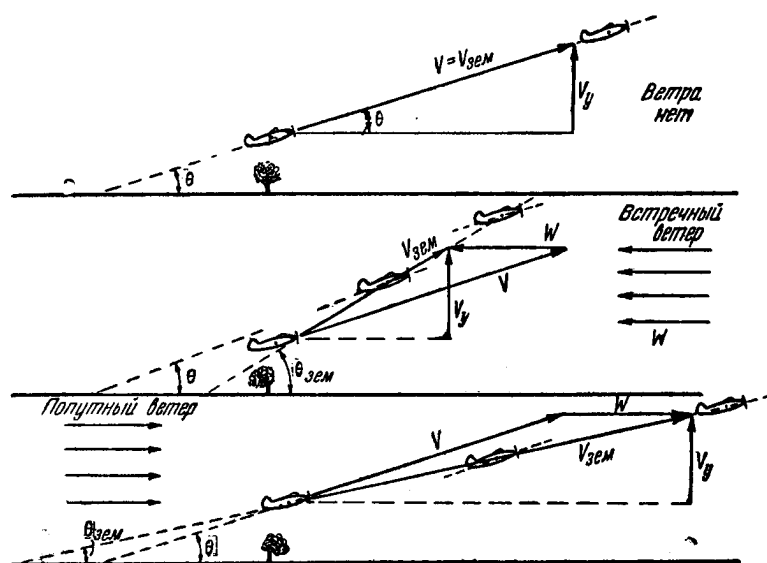


Рис. 77. Влияние ветра на угол подъема относительно земли

При подъеме в штиль скорость по траектории относительно земли будет равна воздушной скорости, т. е. $V = V_{зем}$. Иначе будет при ветре.

Так как воздушная среда, а с ней вместе и самолет перемещаются относительно земли со скоростью W , то надо сложить скорости V и W по правилу треугольника. Сделав это, получим скорость самолета относительно земли при встречном ветре и при попутном. Наблюдателю с земли будет казаться, что при встречном ветре самолет набирает высоту быстрее, чем при безветрии, а при попутном, наоборот, медленнее. Но это обманчивое впечатление. Как видно из рис. 77, при данной воздушной скорости вертикальная скорость V_y будет одна и та

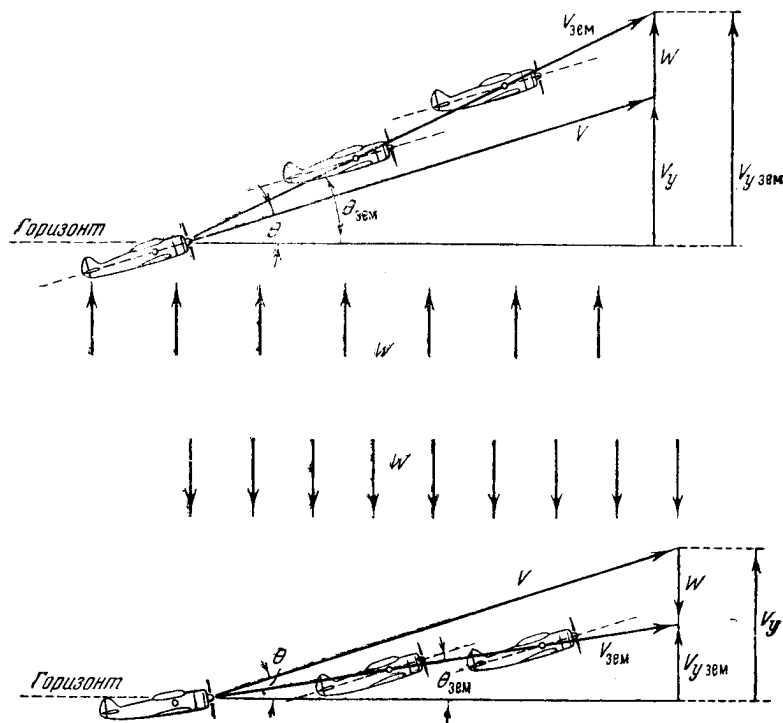


Рис. 78. Влияние восходящих и нисходящих потоков на вертикальную скорость относительно земли и на угол подъема относительно земли

же как при безветрии, так и при ветре, если ветер горизонтален. Следовательно, не изменится и время подъема на высоту (скороподъемность). Изменится лишь угол подъема относительно земли $\Theta_{зем}$: при встречном ветре он будет больше, чем при безветрии, при попутном — меньше. Это обычно и создает указанное обманчивое впечатление.

При наклонном ветре и при вертикальных воздушных течениях изменится не только угол подъема относительно земли, но и вертикальная скорость относительно земли. Обозначим ее $V_{узем}$. На рис. 78 показан подъем при вертикальных восходящих и нисходящих потоках. Нетрудно видеть, что в первом случае вертикальная скорость относительно земли $V_{узем} = V_y + W$, следовательно, самолет будет быстрее набирать высоту (чем при безветрии или горизонтальном ветре), а во втором случае $V_{узем} = V_y - W$, поэтому самолет будет медленнее набирать высоту.

ГЛАВА IX

ПЛАНИРОВАНИЕ САМОЛЕТА

§ 64. УСЛОВИЯ РАВНОВЕСИЯ СИЛ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ. ПИКИРОВАНИЕ

Установившимся планированием называется прямолинейный полет по наклонной вниз траектории с постоянной воздушной скоростью (рис. 79). Угол Θ , составляемый траекторией планирования с горизонтом, называется углом планирования. Планирование может быть осуществлено: 1) с работающим двигателем, но когда тяга очень мала или равна нулю, 2) с выключенным двигателем и остановленным винтом.

Рассмотрим планирование самолета без тяги винта. В этом случае на самолет действуют только две силы: полная аэродинамическая сила R самолета и сила веса G . Чтобы движение было прямолинейным и равномерным, эти силы должны взаимно уравновешиваться. Таким образом, основным условием установившегося планирования без тяги является равенство:

$$R = G.$$

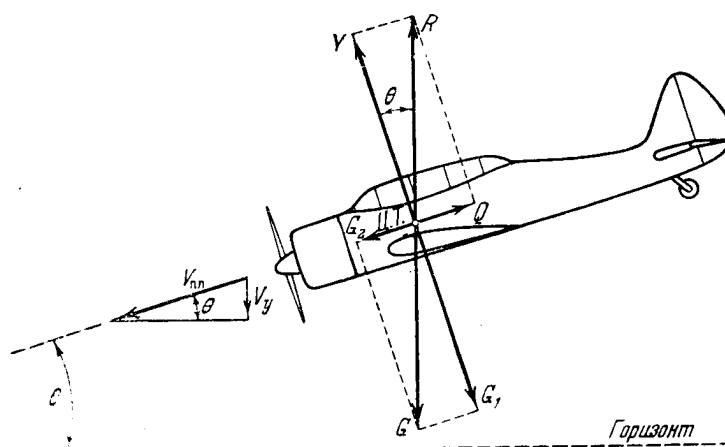


Рис. 79. Силы, действующие на самолет при планировании

Разложим силу R на ее составляющие Y и Q . По тем же направлениям разложим силу веса G на составляющие G_1 и G_2 . Если силы R и G находятся в равновесии, то и их составляющие будут уравниваться. Поэтому приведенное условие равновесия сил при планировании можно написать еще и в таком виде:

$$Y = G_1 = G \cos \Theta;$$

$$Q = G_2 = G \sin \Theta.$$

Эти равенства называются уравнениями движения самолета на режиме планирования. Первое из них необходимо для постоянства угла планирования (условие прямолинейности), второе — для постоянства скорости.

На планировании силой, заменяющей тягу винта, является составляющая веса G_2 . И если при планировании с каким-то углом Θ несколько уменьшить угол атаки (дать ручку от себя), то самолет перейдет на больший угол планирования, при этом сила G_2 увеличится (сила G_1 уменьшится), поэтому увеличится и скорость планирования.

Из сказанного можно сделать вывод, что между углом атаки, углом планирования и скоростью планирования существует определенная зависимость. В этом убедимся дальше.

Пикирование. Крутое планирование, когда угол Θ превышает 30° , называется пикированием (рис. 80,а). Если довести угол атаки до угла α_0 , при котором коэффициент подъемной силы $c_y = 0$, то траектория спуска станет вертикальной, т. е. угол Θ будет равен 90° (рис. 80,б). Такой вид спуска называется отвесным пикированием.

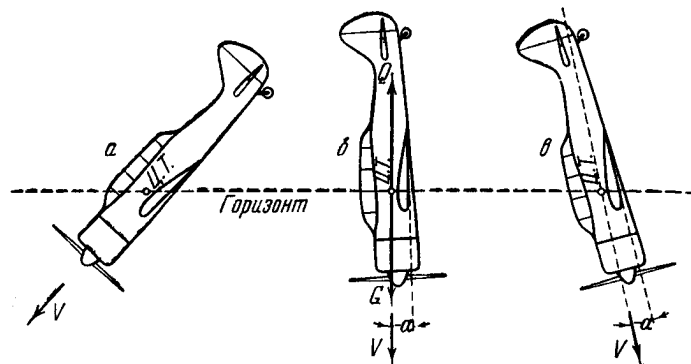


Рис. 80. Пикирование самолета: а — пикирование под углом $40-60^\circ$; б — отвесное пикирование и действующие силы; в — отрицательное пикирование

При отвесном пикировании на самолет действуют сила веса G и лобовое сопротивление Q . При установившемся пикировании, которое на практике не выполняется, эти силы равны, а подъемная сила равна нулю.

$$Q = G; Y = 0.$$

Если, доведя самолет до отвесного пикирования, еще немного дать ручку управления от себя, то самолет перейдет в отрицательное пикирование (рис. 80,в). При отрицательном пикировании крыло развивает отрицательную подъемную силу, т. е. верхняя поверхность крыла работает, как нижняя в нормальном полете, а нижняя, наоборот, как верхняя.

§ 65. СКОРОСТЬ ПЛАНИРОВАНИЯ. ПРЕДЕЛЬНАЯ СКОРОСТЬ САМОЛЕТА

При планировании подъемная сила $Y = G \cos \Theta$. С другой стороны, мы можем написать:

$$Y = c_y \frac{\rho V_{пл}^2}{2} S.$$

Следовательно,

$$c_y \frac{\rho V_{пл}^2}{2} S = G \cos \Theta,$$

откуда

$$V_{пл} = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} \cdot \sqrt{\cos \Theta},$$

или

$$V_{пл} = V_{гор} \sqrt{\cos \Theta}.$$

В таком виде формула аналогична скорости при подъеме и наглядно показывает, что, как и при подъеме, скорость при планировании лишь немного меньше скорости горизонтального полета при том же угле атаки (так как при небольшом угле Θ величина $\sqrt{\cos \Theta}$ лишь немного меньше единицы). Поэтому обычно считают, что при пологом планировании

$$V_{пл} = V_{гор}.$$

Отсюда, однако, не следует делать вывод, что скорость планирования не может превысить скорости горизонтального полета. Если не сравнивать скорости при одинаковых углах атаки, то при крутом планировании и отвесном пикировании, когда самолет летит на очень малых (отрицательных) углах атаки, можно получить гораздо большие скорости, чем в горизонтальном полете.

Предельная скорость самолета. Предельной скоростью самолета называется скорость установившегося отвесного пикирования на угле атаки нулевой подъемной силы. Предельную скорость легко определить из условия равновесия сил при установившемся отвесном пикировании:

$$Q = G.$$

Подставим в это равенство развернутое выражение лобового сопротивления (обозначая коэффициент c_x через c_{x0} , поскольку самолет летит на угле атаки α_0):

$$c_{x0} \frac{\rho V_{пред}^2}{2} S = G.$$

Решая это уравнение относительно $V_{пред}^2$, получим:

$$V_{пред}^2 = \frac{2G}{c_{x0} \rho S},$$

откуда

$$V_{пред} = \sqrt{\frac{2G}{c_{x0} \rho S}} \text{ (м/сек)}.$$

Предельная скорость превышает максимальную скорость горизонтального полета почти в 3 раза. Практически она в полете получена быть не может из-за ограничений по прочности самолета.

§ 66. УГОЛ ПЛАНИРОВАНИЯ И НАКЛОН САМОЛЕТА К ГОРИЗОНТУ ПРИ ПЛАНИРОВАНИИ

Рассматривая рис. 79, нетрудно заметить, что угол планирования равен углу между векторами сил Y и R , т. е. углу качества ($\Theta_{пл} = \Theta_{кач}$). Последний, как известно, тем меньше, чем больше аэродинамическое качество самолета; следовательно и *угол планирования будет тем меньше, чем больше качество самолета*. Этот важный вывод можно выразить тригонометрически. Из прямоугольного треугольника, сторонами которого являются векторы Y и R , видно, что

$$\operatorname{ctg} \Theta = \frac{Y}{Q} = K,$$

или

$$\operatorname{tg} \Theta = \frac{1}{K}.$$

Эти формулы дают совершенно определенную зависимость угла планирования от качества самолета, а тем самым от угла атаки, поскольку каждому углу атаки у данного самолета соответствует вполне определенная величина качества.

Приведенные формулы показывают, что чем больше качество самолета, тем меньше будет угол планирования; минимальный угол планирования получим при максимальном качестве (т. е. при наивыгоднейшем угле атаки):

$$\operatorname{ctg} \Theta_{\min} = K_{\max}$$

или

$$\operatorname{tg} \Theta_{\min} = \frac{1}{K_{\max}}.$$

Если мы имеем поляру самолета, построенную в одинаковых масштабах для c_y и c_x (рис. 81), то угол планирования при заданном угле атаки можно легко определить графически, проведя из начала координат вектор к соответствующей точке кривой: угол между этим век-

торой и осью c_y (угол качества) покажет величину угла планирования. Минимальный угол планирования θ_{\min} получим, проведя касательную к кривой из начала координат.

Из рис. 81 можно также видеть, что всякая другая

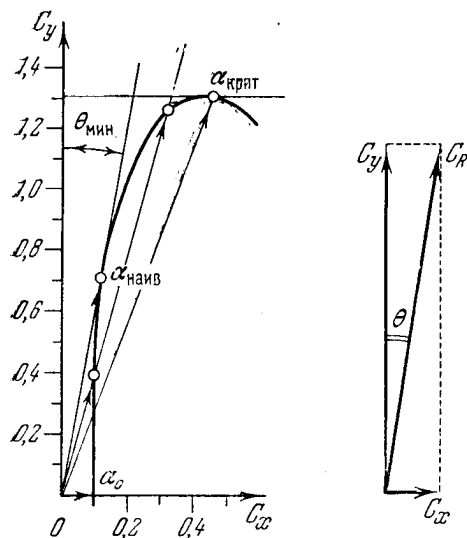


Рис. 81. Примерный вид поляры самолета в одинаковых масштабах для c_y и c_x

прямая, кроме касательной, проведенная к кривой из начала координат, пересекает ее в двух точках, отмечая два угла с одинаковым качеством. Следовательно, один и тот же угол планирования будем иметь при малом угле атаки (и большой скорости) и при большом угле атаки (но при меньшей скорости).

Так как качество самолета зависит только от угла атаки, то, следовательно, угол планирования от высоты полета и веса самолета не зависит. Но иногда может показаться, что с увеличением полетного веса самолет планирует хуже (круче). Это ошибочное представление объясняется следующим. С увеличением полетного веса увеличивается скорость по траектории, в результате чего увеличивается вертикальная скорость (рис. 82), т. е.

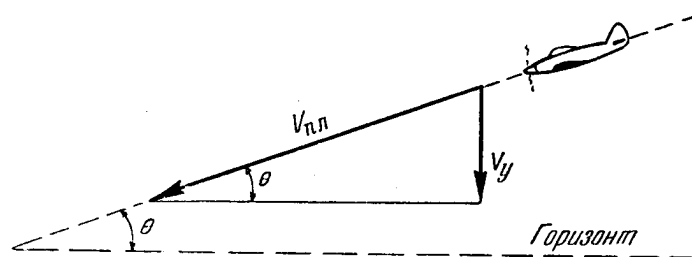


Рис. 82. Скорость на планировании и вертикальная скорость планирования

самолет быстрее теряет высоту, но с тем же углом планирования.

Надо, однако, заметить здесь, что самолет действительно будет планировать хуже, если вес увеличен за счет груза, помещенного вне самолета и дающего, следовательно, добавочное лобовое сопротивление. Угол планирования увеличится, но не вследствие увеличения веса, а вследствие ухудшения качества самолета.

§ 67. ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ ПЛАНИРОВАНИЯ

Вертикальной скоростью планирования V_y называется высота, которую самолет теряет за одну секунду при планировании по наклонной траектории (рис. 82). Нетрудно видеть, что

$$V_y = V_{\text{пл}} \sin \Theta,$$

т. е. вертикальная скорость планирования зависит от скорости и угла планирования.

При пологом планировании вертикальную скорость можно определить по приближенной формуле. Так как угол планирования равен углу качества, то, как видно из рис. 81, $\sin \Theta = \frac{c_x}{c_R}$. При пологом планировании, когда

угол Θ не превышает 15° , коэффициент c_R мало отличается от c_y , и можно считать, что $c_R = c_y$. При таком условии имеем:

$$\sin \Theta = \frac{c_x}{c_y} = \frac{1}{K}.$$

Подставив это значение $\sin \Theta$ в формулу вертикальной скорости, получим:

$$V_y = \frac{V_{пл}}{K} \text{ (м/сек)}.$$

Возникает вопрос: при каких условиях можно получить минимальную вертикальную скорость планирования, или, как говорят планеристы, минимальную скорость снижения?

На первый взгляд может показаться, что минимальную вертикальную скорость можно получить при наиболее пологом планировании, т. е. при минимальном угле Θ . Это было бы так, если бы вертикальная скорость зависела только от угла планирования. Но ведь она зависит еще от скорости $V_{пл}$, поэтому минимальную вертикальную скорость можно получить только при экономическом угле атаки. Это подтверждают следующие рассуждения.

Самолет, планируя, преодолевает сопротивление воздуха — совершает работу за счет потенциальной энергии поднятого на высоту груза, т. е. веса самолета G . В таком случае работа равна произведению веса груза на высоту, на которую он был поднят. Следовательно, работа, совершаемая самолетом при планировании, равна GH кгм. За одну секунду самолет снижается на V_y м, поэтому секундная работа, т. е. расходуемая мощность, будет GV_y кгм/сек, или, в лошадиных силах, $\frac{GV_y}{75}$ л. с. При минимальной вертикальной скорости будет расходоваться, очевидно, минимальная мощность, а это ведь имеет место в полете с экономическим углом атаки.

Итак, минимальную вертикальную скорость планирования получим, планируя с экономической скоростью горизонтального полета. Но этот режим, как будет показано в следующем параграфе, находится в интервале вторых режимов планирования, поэтому осуществлять его можно только на безопасной высоте.

§ 68. УКАЗАТЕЛЬНИЦА ТРАЕКТОРИИ ПЛАНИРОВАНИЯ. ПЕРВЫЕ И ВТОРЫЕ РЕЖИМЫ ПЛАНИРОВАНИЯ

Изменение скорости планирования, вертикальной скорости и угла планирования в зависимости от угла атаки можно изобразить графически в виде кривой,

которую называют указательницей траекторий планирования (рис. 83). Эта кривая вполне аналогична указательнице траекторий подъема. Метод построения ее следующий.

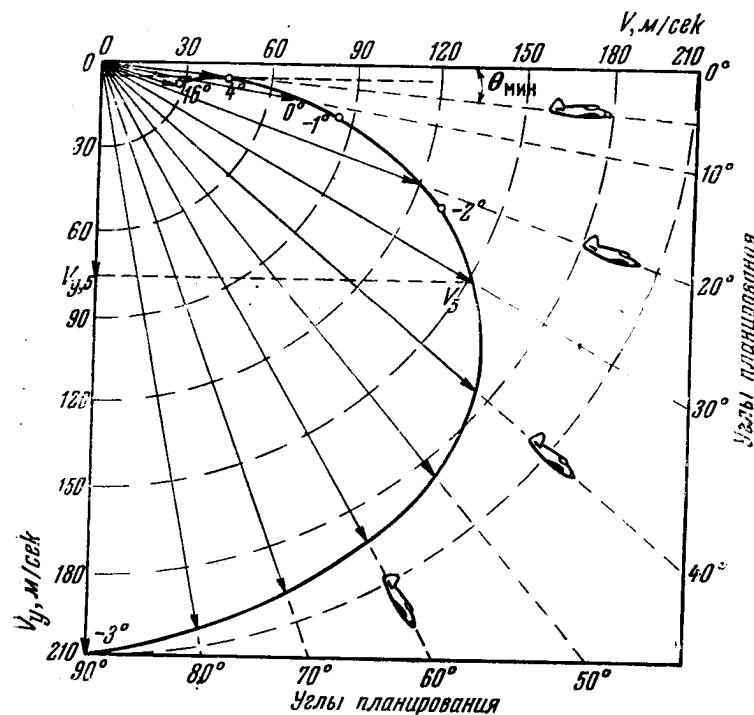


Рис. 83. Указательница траекторий планирования самолета Як-18

Пользуясь полярной данного самолета, вычисляют углы планирования и скорости планирования при разных углах атаки, результаты вычислений заносят в таблицу, по которой и строят кривую. Для этого от начала координат и вниз от оси абсцисс откладывают найденные углы планирования и вдоль них — соответствующие им скорости планирования в произвольном масштабе, помечая концы векторов скоростей соответствующими углами атаки. Соединив концы векторов скоростей плав-

ной линией, получают указательницу траекторий планирования.

Из построения кривой ясно, что прямые лучи, проведенные из начала координат к разным точкам кривой, равны по величине и направлению скоростям планирования при разных углах атаки. Поэтому если представить себе, что из одной точки начали планировать одновременно и в одном направлении несколько во всех отношениях одинаковых самолетов, но с разными углами атаки, то через одну секунду они, очевидно, все расположились бы на кривой соответственно их углам атаки и скоростям планирования.

Теперь рассмотрим кривую, начиная с больших углов планирования.

Точка пересечения кривой с осью ординат обозначит режим отвесного пикирования (при отрицательном угле атаки), когда угол $\Theta = 90^\circ$ и $V_{пл} = V_y$.

По мере увеличения угла атаки скорость $V_{пл}$ и угол Θ уменьшаются, уменьшается и вертикальная скорость V_y . Минимальный угол планирования $\Theta_{мин}$ найдем, проведя из начала координат касательную к кривой. В точке касания и будет наивыгоднейший угол атаки, которому соответствует наивыгоднейшая скорость.

При дальнейшем увеличении угла атаки после $\alpha_{нап}$ скорость планирования все уменьшается, но угол планирования теперь, наоборот, растет. Следовательно, можно планировать с одним и тем же углом планирования на больших и малых скоростях. Отсюда вытекает понятие о первых и вторых режимах планирования.

Первые и вторые режимы планирования. Планирование со скоростями, соответствующими углам атаки меньше наивыгоднейшего, происходит в интервале первых режимов планирования.

Планирование со скоростями, соответствующими углам атаки больше наивыгоднейшего, происходит в интервале вторых режимов планирования.

Границей между первыми и вторыми режимами является планирование при наивыгоднейшем угле атаки, т. е. режим наиболее пологого планирования.

Если проведем горизонтальную касательную к кривой, то найдем минимальную вертикальную скорость планирования. Соответствующий ей режим планирования

(близкий к экономической скорости) лежит уже в интервале вторых режимов.

Вторым режимам планирования свойственны те же особенности, что и вторым режимам подъема: во-первых, ухудшение устойчивости и управляемости самолета, особенно при приближении к критическому углу атаки; во-вторых, изменение управления самолетом, состоящее в том, что при взятии ручки управления на себя угол планирования не уменьшается, а, наоборот, увеличивается.

Когда угол атаки приближается к критическому, самолет начинает «проваливаться». С переходом за критический угол атаки это явление усиливается. Такое планирование называется парашютированием. Устойчивое парашютирование выполнить трудно, так как самолет стремится свалиться на крыло.

Из сказанного нужно сделать следующий важный вывод:

На малой высоте (ниже 500—600 м) не следует планировать на вторых режимах, т. е. со скоростями меньше наивыгоднейшей скорости горизонтального полета.

§ 69. ДАЛЬНОСТЬ ПЛАНИРОВАНИЯ (ПРИ БЕЗВЕТРИИ). ВРЕМЯ ПЛАНИРОВАНИЯ

Дальностью планирования с данной высоты H называется расстояние, которое самолет пролетает над земной поверхностью при прямолинейном планировании с этой высоты. Дальность планирования $L_{\text{п}}$ (рис. 84) зависит от высоты H и угла планирования θ , а также от скорости и направления ветра. Рассмотрим пока дальность планирования при безветрии.

Дальность планирования будет тем больше, чем больше высота (рис. 84, а) и чем меньше угол планирования (рис. 84, б). Выразим это математически. Из прямоуголь-

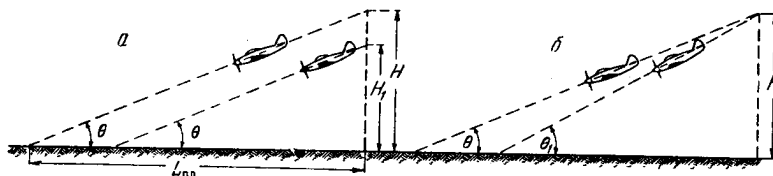


Рис. 84. Дальность планирования (при безветрии) тем больше, чем больше высота и чем меньше угол планирования

ного треугольника следует, что

$$L_{\text{пл}} = H \operatorname{ctg} \Theta.$$

Но $\operatorname{ctg} \Theta = K$. Подставив это значение в формулу дальности, получим:

$$L_{\text{пл}} = HK.$$

Таким образом, дальность планирования зависит от высоты и качества самолета при том угле атаки, с которым самолет планирует.

Пример. Самолет Як-18 планирует при безветрии с высоты $H = 1000$ м при угле атаки $\alpha = 2^\circ$. Определить дальность планирования.

У самолета Як-18 при угле атаки 2° качество $K = \frac{c_y}{c_x} = \frac{0,38}{0,033} = 11,5$. Находим дальность планирования:

$$L_{\text{пл}} = HK = 1000 \text{ м} \cdot 11,5 = 11,5 \text{ км}.$$

В случае остановки двигателя летчика интересует максимальная дальность планирования. Последняя формула показывает, что максимальную дальность получим при максимальном качестве:

$$L_{\text{пл. макс}} = HK_{\text{макс}},$$

т. е. при наивыгоднейшем угле атаки.

У самолета Як-18 максимальное качество $K_{\text{макс}} = 12$.

Следовательно, максимальная дальность с данной высоты будет:

$$L_{\text{пл. макс}} = 1000 \text{ м} \cdot 12 = 12 \text{ км}.$$

Самолет Як-11 имеет более высокое качество. Его $K_{\text{макс}} = 17,8$. Следовательно, максимальная дальность планирования с высоты 1000 м будет:

$$L_{\text{пл. макс}} = 1000 \text{ м} \cdot 17,8 = 17,8 \text{ км}.$$

У хороших спортивных планеров максимальное качество достигает 25 и более. Следовательно, максимальная дальность планирования получится еще больше.

Летчики иногда считают, что на дальность планирования влияет изменение веса самолета. Если планирование происходит *при безветрии*, то изменение веса самолета никакого влияния на дальность планирования не оказывает, так как дальность зависит лишь от высоты

и угла планирования, последний же от веса не зависит.

На практике в некоторых случаях (обычно при заходе на посадку) возникает необходимость уменьшить дальность планирования. Этого можно достичь, ухудшая качество самолета тем или иным способом (об этом будет сказано в главе о посадке самолета).

Время планирования. При планировании со значительной высоты, вследствие увеличения плотности воздуха с приближением к земле, вертикальная скорость постепенно уменьшается (при неизменном угле атаки). Поэтому расчет времени планирования рекомендуется вести по средним значениям вертикальной скорости $V_{y\text{cp}}$, разбив высоту планирования на ряд участков (подобно тому, как это делается при расчете времени подъема самолета):

$$t_{\text{cp}} = \frac{\Delta H}{V_{y\text{cp}}}.$$

§ 70. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ПЛАНИРОВАНИЕ

При планировании, как и в горизонтальном полете, ветер не влияет на воздушную скорость. Следовательно, известная нам зависимость между углом атаки, воздушной скоростью и наклоном самолета к горизонту сохраняется. Поэтому и летные качества самолета относительно воздушной среды остаются неизменными, но относительно земли они могут изменяться. На рис. 85 показано планирование самолета с одним и тем же углом атаки с одинаковой высоты при безветрии, при встречном и попутном ветре. Рассмотрим эти случаи.

Пусть при безветрии самолет на избранном летчиком режиме спланирует с высоты H в некоторую точку A , причем дальность планирования будет L (рис. 85,а).

При встречном ветре (рис. 85,б) самолет будет сноситься ветром назад со скоростью W . Сложив скорость планирования и скорость ветра по правилу треугольника, получим скорость относительно земли $V_{\text{зем}}$. Как видим, угол планирования относительно земли увеличивается, относительно же воздуха угол планирования не изменится, и летчику в положении 1 будет казаться, что самолет планирует к точке A , в положении 2 — что он планирует к точке B и т. д. В действительности же само-

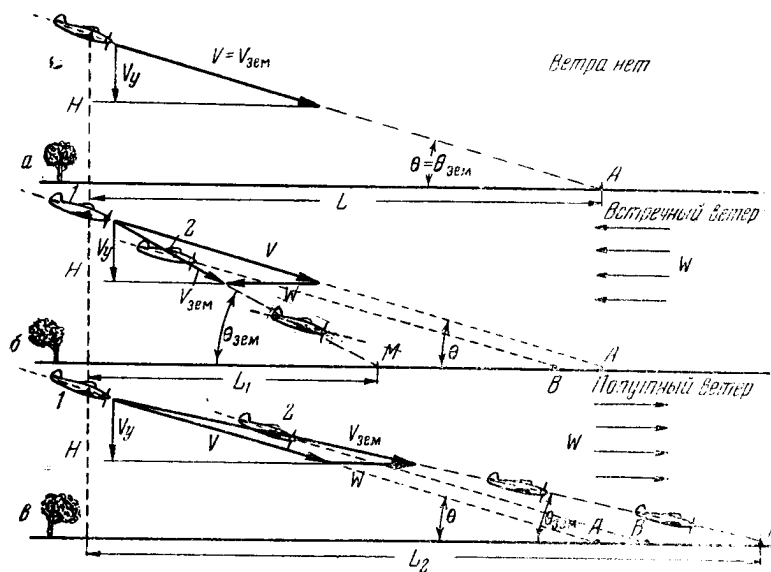


Рис. 85. Влияние ветра на дальность планирования и на угол планирования относительно земли

лет спланирует к точке M . Дальность планирования уменьшится и будет такая:

$$L_{\text{пл}} = L - Wt,$$

где t — время планирования с высоты.

При попутном ветре (рис. 85,а) самолет будет сноситься ветром вперед со скоростью W . В этом случае относительно земли угол планирования уменьшится, относительно же воздуха не изменится, и летчику в положении 1 будет казаться, что самолет планирует к точке A , в положении 2 — к точке B и т. д. В действительности же он спланирует к точке M . Дальность планирования увеличится и будет:

$$L_{\text{пл}} = L + Wt.$$

Так как при безветрии дальность планирования $L = HK$, то, подставляя это значение в найденные выше формулы и соединяя их в одну, получим следующую об-

щую формулу для дальности планирования при встречном и попутном ветре:

$$L = HK \pm Wt.$$

Заметим, что время планирования t от ветра не зависит, если только ветер строго горизонтален. В самом деле, как при ветре, так и без ветра вертикальная скорость планирования V_y будет одна и та же, следовательно, не изменится и время планирования.

Из последней формулы можно заключить, что на дальность планирования при ветре влияет изменение полетного веса самолета. В случае увеличения полетного веса скорость планирования $V_{пл}$ и вертикальная скорость V_y увеличатся и поэтому время планирования t уменьшится; следовательно, уменьшится и произведение Wt , а это вызовет при встречном ветре увеличение дальности планирования, при попутном же дальность уменьшится (в обоих случаях по сравнению с дальностью при прежнем полетном весе самолета); в случае уменьшения полетного веса картина будет обратная.

Выше была рассмотрена дальность планирования при встречном и попутном ветре. При боковом ветре (встречно-боковом, попутно-боковом) снос будет не только против или по направлению ветра, но и в сторону. Это надо учитывать.

Рассмотрим теперь вопрос о максимальной дальности планирования при ветре.

Для получения максимальной дальности планирования при сильном встречном ветре надо планировать со скоростью, значительно большей, чем наивыгоднейшая. В этом нетрудно убедиться на конкретном примере.

Пусть самолет Як-18 на режиме, соответствующем наиболее пологому планированию при безветрии, планирует против сильного ветра, скорость которого $W = 25$ м/сек (рис. 86,а). У самолета Як-18 минимальный угол планирования $\Theta_{мин} = 5^\circ$ (откладываем его транспортиром) и при этом наивыгоднейшая скорость планирования $V = 43$ м/сек. Изменим режим планирования так, чтобы он соответствовал большей скорости планирования (при безветрии), например при угле $\Theta_1 = 8^\circ$ (рис. 86,б), что у самолета Як-18 соответствует планированию приблизительно со скоростью $V = 60$ м/сек. Как видите, дальность планирования увеличилась ($L_1 > L$).

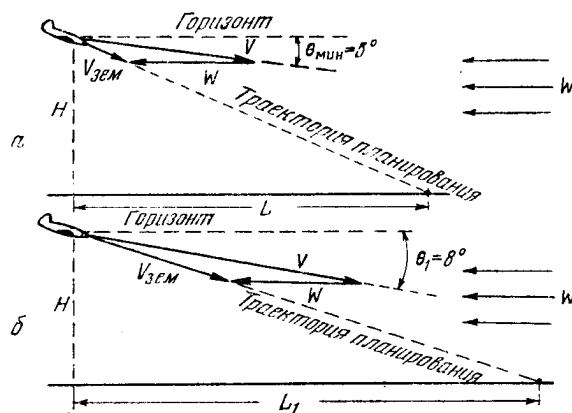


Рис. 86. Получение максимальной дальности планирования при сильном встречном ветре

При планировании по ветру для получения максимальной дальности выгодно держать скорость немного меньше наивыгоднейшей, но не ниже экономической. Однако на малой высоте (примерно до 500—600 м) скорость планирования ни при каких условиях не следует уменьшать ниже наивыгоднейшей. Наоборот, для страховки себя от возможной ошибки на малой высоте при сильном ветре надо держать скорость больше наивыгоднейшей.

Мы рассмотрели планирование при горизонтальном ветре. При наклонном ветре или при вертикальных воздушных течениях летные качества самолета относительно земли будут изменяться еще больше.

Пусть самолет планирует со скоростью V при нисходящем вертикальном течении, скорость которого W (рис. 87). Ясно, что вертикальная скорость планирования относительно земли возрастет, увеличится и угол планирования относительно земли. При планировании в восходящем потоке они, наоборот, уменьшатся.

Интересная картина получается, когда вертикальная скорость восходящего потока равна или больше вертикальной скорости планирования. Минимальная вертикальная скорость самолетов довольно велика, но у планеров она много меньше и часто не превышает 1 м/сек. Вертикальная же скорость восходящих течений 1—3 м/сек — весьма частое явление, а иногда достигает

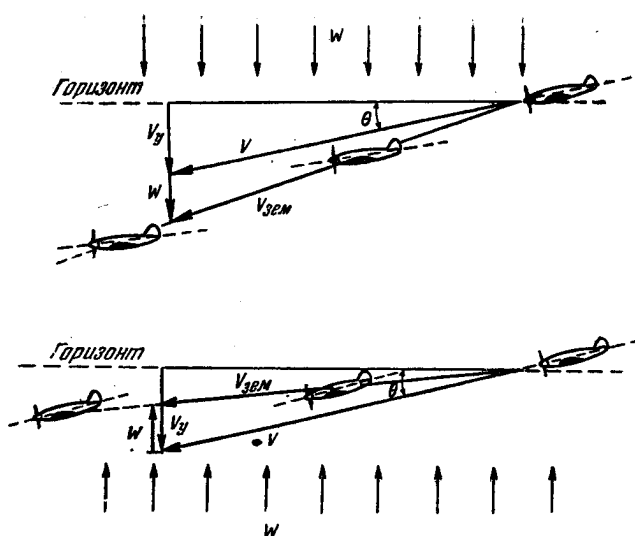


Рис. 87. Влияние нисходящих и восходящих воздушных потоков на вертикальную скорость относительно земли

10 м/сек. Если $V_y = W_{восх}$, то планер относительно земли будет лететь горизонтально (рис. 88,а); если же $V_y < W_{восх}$, то планер будет набирать высоту (рис. 88,б). В обоих случаях полет называется парящим полетом.

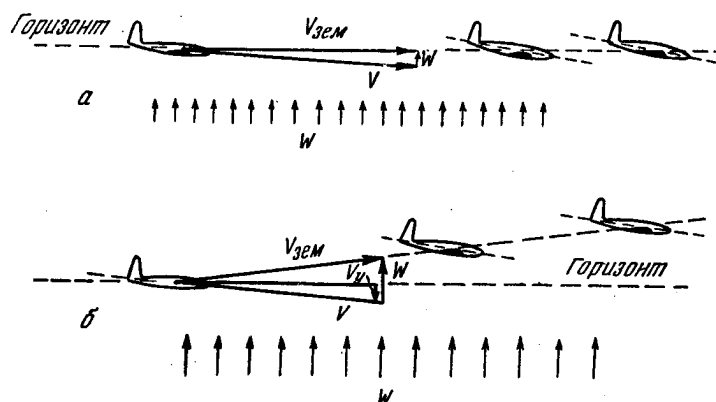


Рис. 88. Парящий полет планера: а — без потери высоты; б — с набором высоты

ГЛАВА X

РАВНОВЕСИЕ, УПРАВЛЯЕМОСТЬ И УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

§ 71. РАВНОВЕСИЕ САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ (ОБЩЕЕ ПОНЯТИЕ). ОСИ ВРАЩЕНИЯ САМОЛЕТА И МОМЕНТЫ СИЛ

Равновесием самолета в полете называют такое его состояние, при котором действующие на самолет силы не нарушают его равномерного и прямолинейного движения.

Для равновесия тела, как неподвижного, так и движущегося равномерно и прямолинейно, необходимо равновесие действующих на него сил и моментов этих сил, или, иначе, чтобы алгебраические суммы сил и моментов сил относительно точки вращения равнялись нулю.

Относительно какой же точки вращения надо рассматривать моменты сил, действующих на самолет в полете?

Всякое тело, для которого возможны любые поступательные и вращательные движения, называется в механике свободным телом. Пусть такое тело находится под действием силы F (рис. 89,а), направление которой проходит через центр тяжести тела. Очевидно, сила F может сообщить телу только поступательное движение, причем траекторией движения тела будет траектория движения его центра тяжести.

Пусть теперь направление силы F проходит вне центра тяжести (рис. 89,б). Чтобы выяснить, как будет двигаться тело, приложим в центре тяжести две взаимно противоположные силы F_1 и F_2 , порознь равные и параллельные силе F (от этого ничто не изменится). Рассмотрим силы в такой комбинации: на тело действуют сила F_1 , проходящая через ц.т., и пара сил F и F_2 , момент которой $M = Fa$. Очевидно, сила F_1 будет стремиться сообщить телу поступательное движение, а под влиянием момента пары сил тело будет поворачиваться вокруг некоторой оси, проходящей через ц.т.

Самолет в полете является свободным телом, так как может двигаться и поворачиваться во все стороны (обладает всеми степенями свободы, как принято говорить в механике). Поэтому из сказанного выше делаем два важных вывода:

1. Траекторию движения самолета можно рассматривать как траекторию движения его центра тяжести.

2. Самолет под действием момента какой-либо силы R (рис. 89, в) стремится повернуться вокруг оси, проходящей через его ц.т.

Теперь стало ясно, что для равновесия самолета в установившемся прямолинейном полете необходимо равновесие моментов относительно его ц.т. (или оси, проходящей через ц.т.), иначе говоря, чтобы сумма моментов относительно ц.т. была равна нулю.

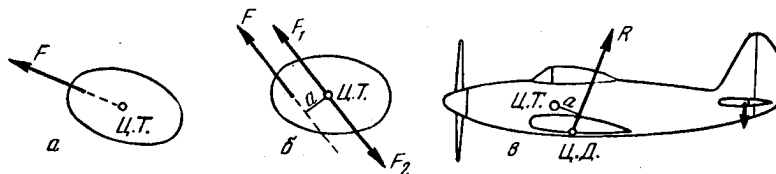


Рис. 89. Свободное тело под действием силы, проходящей через центр тяжести и вне его. Самолет под действием силы, проходящей вне центра тяжести

Рассматривая установившиеся горизонтальный полет, подъем и планирование, мы исходили из равновесия сил. Но, как видим, одного этого условия недостаточно, а необходимо еще и равновесие моментов сил. Это условие было учтено, так как мы считали, что все постоянно действующие на самолет силы проходят через ц.т., благодаря чему моменты сил относительно ц.т. были равны нулю (поскольку плечо каждой силы равно нулю). Но в действительности только сила веса всегда приложена в ц.т., остальные же силы обычно проходят вне ц.т. и, следовательно, самолет находится под влиянием нескольких постоянно действующих моментов.

Оси вращения самолета и моменты сил. Равновесие моментов рассмотрим относительно трех взаимно перпендикулярных осей x , y и z , проходящих через ц.т. и располагаемых так, как показано на рис. 90. Эти главные оси вращения самолета называются связанными осями координат (они как бы связаны с самолетом). Направление осей выбирается наиболее естественное для самолета. Оси x и y располагают в плоскости симметрии самолета (причем ось x направляют параллельно хорде крыла), третья же ось z перпендикуляр-

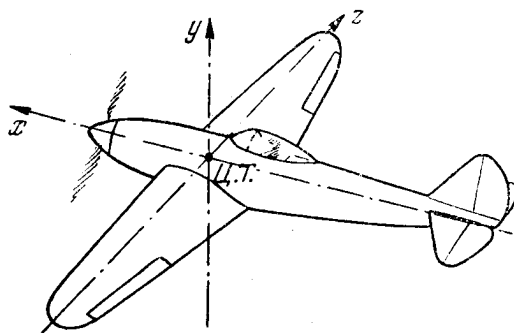


Рис. 90. Связанные оси координат самолета

на плоскости симметрии и идет вдоль размаха крыла. Оси можно называть так: z — поперечной осью, x — продольной осью, y — нормальной осью.

Моменты сил, стремящиеся вращать самолет вокруг поперечной оси z , называются продольными. При этом моменты, стремящиеся увеличить угол атаки, называются кабрирующими и их считают положительными; моменты же, стремящиеся уменьшить угол атаки, называются пикирующими и их считают отрицательными.

Моменты сил, стремящиеся вращать самолет вокруг продольной оси x , называются кренящими, или поперечными моментами.

Моменты сил, стремящиеся вращать самолет вокруг нормальной оси y , называются заворачивающими, или моментами рысканья.

Соответственно этим моментам рассмотрим: продольное равновесие самолета, т. е. равновесие продольных моментов, поперечное равновесие, т. е. равновесие кренящих моментов, и путевое равновесие, т. е. равновесие заворачивающих моментов.

§ 72. ЦЕНТР ДАВЛЕНИЯ КРЫЛА. СРЕДНЯЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ХОРДА

В полете подъемная сила крыла создает один из наибольших продольных моментов, поэтому очень важно знать взаимное расположение центра тяжести самолета и центра давления крыла.

При изменении угла атаки изменяется распределение давления по профилю крыла и поэтому центр давления перемещается вдоль хорды. По характеру его перемещения профили крыльев принято разделять на три следующие группы.

К первой группе (наиболее распространенной) относятся плоско-выпуклые профили и многие виды двояковыпуклых и вогнуто-выпуклых профилей. У всех этих профилей при изменении угла атаки центр давления перемещается примерно так, как показано на рис. 91. При

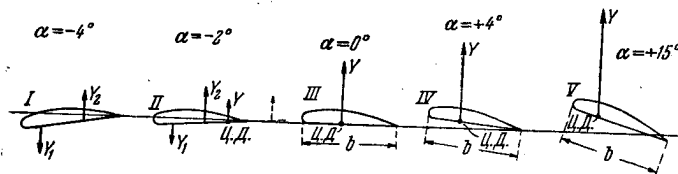


Рис. 91. Перемещение центра давления крыла вдоль хорды при изменении угла атаки у профилей первой группы

некотором отрицательном угле атаки (I) силы давления в носовой и хвостовой частях профиля направлены в противоположные стороны и равны. Это — угол атаки нулевой подъемной силы. При несколько большем угле атаки (II) сила давления, направленная вверх, больше силы, направленной вниз; их равнодействующая Y будет лежать за большей силой, т. е. центр давления окажется расположенным в хвостовой части профиля. При дальнейшем увеличении угла атаки (III и IV) местонахождение максимальной разности давлений передвигается все ближе к носовой части профиля, а это, естественно, вызывает и перемещение ц. д. по хорде к передней кромке крыла. Наиболее переднее положение ц. д. занимает при угле атаки, близком к критическому (V), при переходе же за критический угол ц. д. начинает перемещаться назад. Таким образом, у профилей первой группы с увеличением угла атаки ц. д. стремится подойти к передней четверти хорды (примерно к 25% ее длины).

Ко второй группе профилей относятся вогнуто-выпуклые профили с отогнутой вверх задней кромкой. У этих профилей перемещение ц. д. противоположно описанному. У них на малых углах атаки ц. д. находится у са-

мой передней кромки и с увеличением угла атаки немного перемещается назад; самое заднее положение ц.д. занимает при критическом угле атаки, когда ц.д. находится на 22% длины хорды от передней кромки крыла. Таким образом, и у этой группы профилей ц.д. стремится подойти к 25% длины хорды (но только с обратной стороны).

К третьей группе принадлежат симметричные профили. У них при летных углах атаки ц.д. перемещается незначительно и занимает почти постоянное положение — приблизительно на 25% длины хорды от передней кромки.

Средняя аэродинамическая хорда. Расстояние от центра давления до передней кромки крыла и от центра тяжести тоже до передней кромки крыла выражают в процентах длины хорды. Но какой хорды? Если самолет имеет крыло прямоугольной формы, то затруднений не встретится, так как длина хорды по всему размаху одинаковая. Сложнее, когда самолет имеет трапециевидное крыло, эллиптическое или стреловидное, у которых длина хорды меняется по размаху, или когда крыло имеет поперечное V, а также когда самолет имеет два крыла (биплан). Чтобы решить этот вопрос, для всякого крыла и находят среднюю аэродинамическую хорду (сокращенно САХ).

Средней аэродинамической хордой данного крыла называют хорду условного прямоугольного крыла, аэродинамически равноценного данному крылу и имеющего с ним одинаковую площадь.

Суть дела, следовательно, в том, что любое крыло (или два крыла биплана) как бы заменяют при расчете таким крылом прямоугольной формы, которое имело бы ту же подъемную силу и тот же продольный момент подъемной силы относительно поперечной оси z , что и данное крыло. В процентных долях этой хорды и выражают расстояния, определяющие положения ц.д. крыла и ц.т. самолета.

Среднюю аэродинамическую хорду обычно находят расчетным путем, но в некоторых случаях ее можно определить графически. В качестве примера укажем простейший способ, предложенный проф. В. С. Пышновым для определения САХ трапециевидного крыла. По этому способу к длине центральной хорды b_1 (рис. 92) прибав-

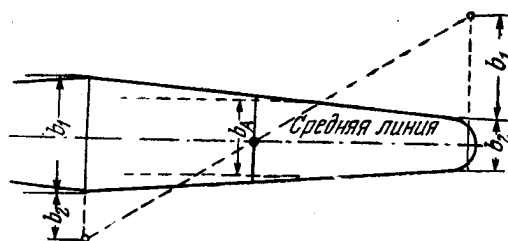


Рис. 92. Простейший способ определения САХ трапециевидного крыла

ляют длину концевой хорды b_2 , а к длине концевой — длину центральной хорды; соединив полученные точки прямой, находят точку пересечения ее со средней линией трапеции. Проведя через эту точку линию, параллельную хордам, получают САХ как отрезок между передней и задней кромками трапециевидного крыла.

Нужно сказать, что при эксплуатации самолета определять САХ не приходится, так как ее величина и положение обычно даются в техническом описании самолета.

§ 73. ЦЕНТР ТЯЖЕСТИ САМОЛЕТА

Центром тяжести самолета называется точка приложения равнодействующей сил веса всех его частей. В полете и на земле центр тяжести не меняет своего места, если только величина и расположение грузов остаются неизменными.

Когда самолет нагружен (горючее, экипаж и пр.), центр тяжести занимает несколько иное положение, чем у того же самолета пустого, причем изменение веса грузов и их перемещение может вызвать перемещение ц.т. (в сторону большей нагрузки). Конструктор старается располагать грузы так, чтобы при изменении нагрузки перемещение ц.т. было как можно меньше, но совсем избежать его невозможно. Грузы всегда расположены (разнесены) больше по длине самолета, чем по высоте, поэтому и перемещение ц.т. бывает больше по длине самолета, чем по высоте. Но во всех случаях ц.т. находится позади передней кромки крыла.

§ 74. ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА И ПЕРЕСЧЕТ ЕЕ

Центровкой самолета называется положение его центра тяжести относительно крыла, указываемое обычно в процентах средней аэродинамической хорды.

Пусть нам известно положение центра тяжести самолета и положение средней аэродинамической хорды крыла (рис. 93,а). Опустив из ц.т. перпендикуляр на линию,

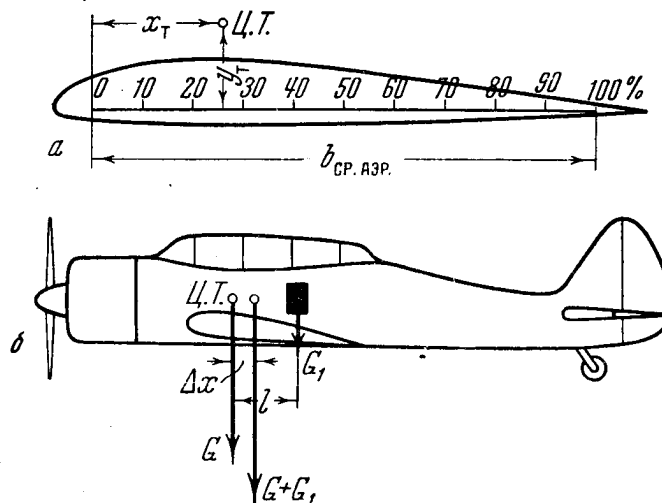


Рис. 93. Центровка самолета и изменение ее при изменении нагрузки

проведенную перпендикулярно хорде крыла у ее носка, и второй перпендикуляр— на хорду, получим два расстояния x_T и y_T ; первое из них даст положение ц.т. по длине самолета, второе — по высоте его. Для удобства эти расстояния обычно выражают в процентах (сотых долях) длины средней аэродинамической хорды $b_{\text{ср. аэр.}}$.

Пример. Длина средней аэродинамической хорды $b_{\text{ср. аэр.}} = 2000$ мм, расстояние $x_T = 640$ мм, расстояние $y_T = 60$ мм. Выразить центровку самолета в процентах САХ.

Для этого надо величины x_T и y_T разделить на длину хорды и умножить на 100. Следовательно,

$$\frac{x_T}{b_{\text{ср. аэр.}}} \% = \frac{640}{2000} \cdot 100 = 32\%;$$

$$\frac{y_T}{b_{\text{ср. аэр.}}} \% = \frac{60}{2000} \cdot 100 = 3\%.$$

Наиболее важным является положение центра тяжести по длине самолета, поскольку оно может заметно изменяться в зависимости от нагрузки самолета и тем самым влиять на его продольную устойчивость и управляемость. Поэтому на практике *центровкой самолета часто называют положение центра тяжести по длине самолета, т. е. расстояние x_r , выраженное в процентах САХ.*

При эксплуатации самолета делать расчет центровки не приходится, так как центровка, как и САХ, обычно указывается в техническом описании самолета. Однако при изменении варианта загрузки центровка меняется. Летчик всегда должен помнить об этом и учитывать изменение центровки, так как управляемость и устойчивость самолета зависят главным образом от центровки.

Нагрузка может быть изменена перед полетом и меняется в полете. Конструктор самолета предусматривает колебания центровки и назначает допустимые пределы изменения ее. При эксплуатации самолета центровка не должна выходить из намеченных пределов. Отсюда следует, что в тех случаях, когда загрузка самолета перед полетом выходит за обычные рамки, надо проверить, насколько изменилась центровка, а для этого надо уметь пересчитать центровку (и если после проверки окажется, что центровка вышла за допустимые пределы, надо соответственно изменить загрузку самолета).

При пересчете центровки можно исходить из центровки пустого самолета и найти ее изменение из-за помещенных в самолет грузов. Если центровка при определенной нагрузке известна, то надо определить ее изменение из-за добавления и снятия других грузов.

Пусть нам известно, например, положение ц.т. самолета Як-18 (рис. 93,б) при некотором его весе G . Спрашивается: как изменится центровка, если положить добавочный груз G_1 позади ц.т. на некотором расстоянии l от него (например, поместить на заднее сиденье не одного, а двух человек)? Обозначим расстояние, на котором пройдет сила нового веса $G + G_1$ от прежней центровки, через Δx . Так как равнодействующая двух параллельных сил делит расстояние между силами обратно пропорционально силам, то, следовательно,

$$\frac{\Delta x}{l - \Delta x} = \frac{G_1}{G}.$$

Преобразуя эту пропорцию, получим:

$$G\Delta x = G_1 l - G_1 \Delta x;$$

$$G\Delta x + G_1 \Delta x = G_1 l;$$

$$\Delta x (G + G_1) = G_1 l,$$

откуда

$$\Delta x = \frac{G_1 l}{G + G_1}.$$

Таким образом, величина смещения ц.т. от одного положенного груза равна моменту этого груза, деленному на новый полетный вес самолета.

Величина смещения ц.т. от нескольких положенных или снятых грузов равна алгебраической сумме моментов от всех грузов, деленной на окончательный полетный вес самолета. Чтобы выразить это правило тоже в виде формулы, обозначим веса положенных грузов через G_1, G_2, G_3, \dots , а веса снятых — через G_1', G_2', G_3', \dots , вес самолета до изменения нагрузки — через G , расстояния от ц.т. до грузов — через l с соответствующими индексами (рис. 94). Тогда получим следующую формулу:

$$\Delta x = \frac{(G_1 l_1 + G_2 l_2 + G_3 l_3 + \dots) - (G_1' l_1' + G_2' l_2' + G_3' l_3' + \dots)}{G + (G_1 + G_2 + G_3 + \dots) - (G_1' + G_2' + G_3' + \dots)}.$$

Расстояния l для положенных или снятых грузов позади ц.т. будем считать, как это принято, положительными, а для положенных или снятых впереди ц.т. — отрицательными и таким образом учтем знаки моментов.

Задача. Самолет имел центровку $x_T = 30\%$ САХ. Первоначальный полетный вес $G = 1500$ кг; длина САХ = 2,5 м. Положены грузы: $G_1 = 60$ кг на расстоянии $l_1 = 0,8$ м; $G_2 = 30$ кг; $l_2 = -0,5$ м. Сняты грузы: $G_1' = 140$ кг, $l_1' = 1,0$ м; $G_2' = 20$ кг, $l_2' = -0,8$ м.

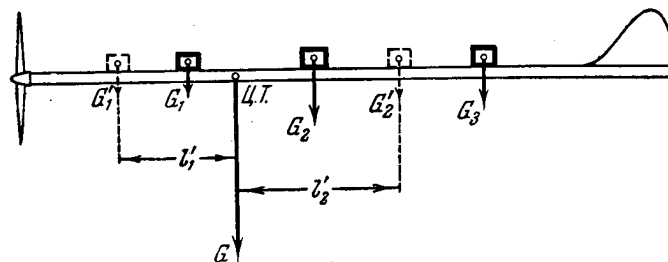


Рис. 94. Положительные и отрицательные моменты положенных и снятых грузов

Определить смещение ц.т. и новую центровку самолета x_{T1} .

Ответ.

$$\Delta x = -2,52\% \text{ САХ};$$

$$x_{T1} = 27,48\% \text{ САХ}.$$

В заключение приводим предельно задние и предельно передние центровки самолетов Як-18 и Як-11.

Самолет	Полетный вес, кг	Центровка, % САХ	
		предельно задняя	предельно передняя
Як-18	1120	28,5	
	929		17,5
Як-11	2380	26,4	
	2200		23,4

§ 75. ПРОДОЛЬНОЕ РАВНОВЕСИЕ САМОЛЕТА

Продольным равновесием самолета называется такое его состояние, когда действующие на самолет силы не вызывают вращения самолета вокруг поперечной оси z (см. рис. 90). Для продольного равновесия необходимо равновесие продольных моментов — пикирующих и кабрирующих, т. е. чтобы сумма моментов относительно оси z была равна нулю.

Какие же продольные моменты действуют на самолет в установившемся прямолинейном полете?

Пусть самолет совершает установившийся прямолинейный полет (рис. 95,а). На самолет действуют: сила веса G , подъемная сила Y , сила лобового сопротивления Q и сила тяги винта P . Из них сила веса всегда приложена в центре тяжести, следовательно, момент ее относительно любой оси, проходящей через ц.т., всегда равен нулю. Подъемная сила Y имеет относительно оси z (перпендикулярной плоскости чертежа) некоторое плечо a , и ее момент Ya в данном случае стремится повернуть самолет в сторону кабрирования, т. е. увеличить угол атаки. Что касается силы лобового сопротивления и силы тяги, то допустим пока, что направление этих сил

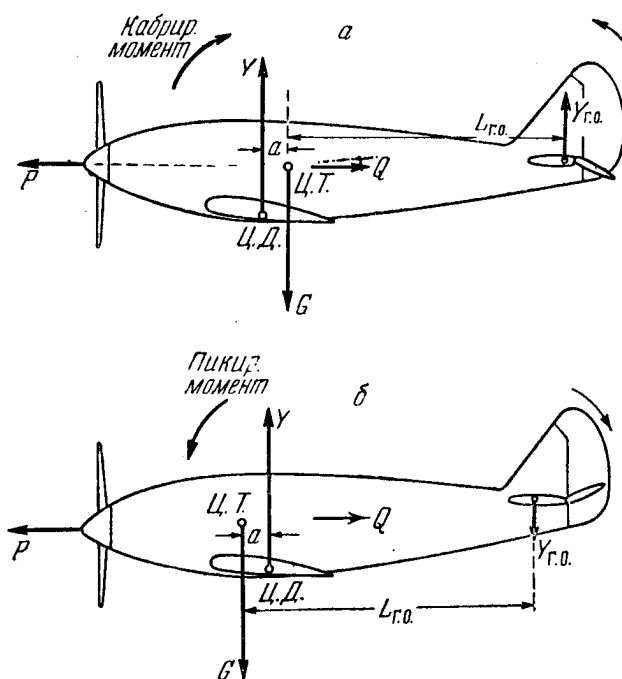


Рис. 95. Момент крыла в горизонтальном полете:
 а — когда ц.т. самолета лежит позади ц.д. крыла;
 б — когда ц.т. находится впереди ц.д.

проходит через ц.т., т. е. моменты их относительно оси z будем пока считать равными нулю. При таком условии необходимо уравновесить только момент подъемной силы крыла. Для этого надо горизонтальное оперение установить так, чтобы оно создало некоторую подъемную силу $Y_{г.о.}$, направленную вверх, момент которой в данном случае будет пикирующим и равным по величине моменту подъемной силы крыла. Равновесие будет, следовательно, при условии, что

$$Y_a = Y_{г.о.} L.$$

Если центр тяжести самолета будет находиться не позади, а впереди центра давления крыла (рис. 95,б), то момент подъемной силы крыла будет пикирующим и

для уравнивания его надо горизонтальное оперение нагрузить сверху, т. е. установить его так, чтобы сила $Y_{г.о}$ была направлена сверху вниз. Суть дела от этого не изменится, и равновесие будет, конечно, опять при условии, что $Ya = Y_{г.о} L_{г.о}$.

Пикирующие моменты условились считать отрицательными, а кабрирующие — положительными. Момент подъемной силы крыла для краткости называют просто моментом крыла, а момент подъемной силы горизонтального оперения — моментом горизонтального оперения. Поэтому условие равновесия моментов в первом случае можем записать так:

$$M_{кр} = -M_{г.о}, \text{ а во втором } -M_{кр} = M_{г.о}$$

или в обоих случаях так:

$$M_{кр} + M_{г.о} = 0.$$

Момент крыла и момент горизонтального оперения — наиболее значительные продольные моменты. Кроме них, значительный момент может дать сила тяги винта, когда направление ее не проходит через ц.т., или, как говорят, когда имеется *децентрация тяги*. Кроме момента непосредственно от силы тяги, работающий винт вызывает еще момент от изменения подъемной силы горизонтального оперения под влиянием струи винта.

Наконец некоторые моменты дают и силы лобового сопротивления крыла, фюзеляжа, оперения и пр. Силы эти взаимно параллельны и направлены против движения, причем направления их могут проходить выше или ниже ц.т., следовательно, моменты их могут быть пикирующими и кабрирующими, т. е. могут полностью или частично уравниваться.

Итак, *алгебраическая сумма всех моментов относительно оси z должна быть равна нулю*. Это условие записывают так (обозначая сумму греческой буквой Σ — сигма):

$$\Sigma M_z = 0.$$

Наиболее важными продольными моментами являются момент крыла, момент горизонтального оперения и момент силы тяги винта (включая действие струи винта на оперение). В следующих параграфах рассмотрим влияние этих моментов на продольное равновесие самолета.

§ 76. ВЛИЯНИЕ МОМЕНТА КРЫЛА НА ПРОДОЛЬНОЕ РАВНОВЕСИЕ

Моментом крыла называется произведение полной аэродинамической силы R крыла на ее плечо r до поперечной оси z (рис. 96,а):

$$M_{кр} = -Rr$$

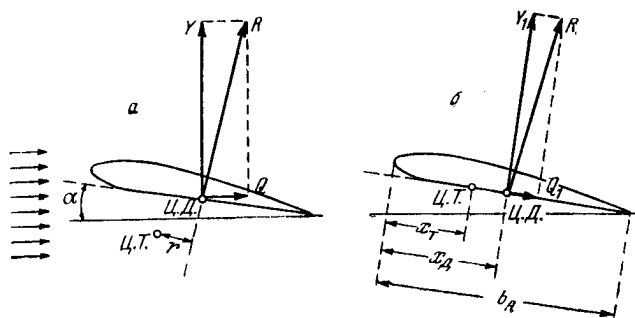


Рис. 96. Момент крыла

(где знак минус показывает, что при взятом нами взаимном расположении ц.д. крыла и ц.т. самолета момент крыла получается пикирующим). Это неудобное выражение момента крыла можно без большой погрешности заменить более простым.

Для этого разложим силу R на две составляющие: вдоль средней аэродинамической хорды и перпендикулярно ей (рис. 96,б), получим силы Y_1 и Q_1 . Если допустить, что ц.т. самолета лежит на средней аэродинамической хорде, то момент силы Q_1 относительно оси z будет равен нулю. В таком случае момент крыла будет равен произведению силы Y_1 на ее плечо до оси z ; последнее, как видим, равно разности расстояний от ц.д. и ц.т. до передней кромки САХ, которые обозначим соответственно через $x_д$ и $x_т$ (эти расстояния, напомним, принято выражать в процентах САХ).

Таким образом, момент крыла относительно оси z запишется так:

$$M_{кр} = -Y_1(x_д - x_т).$$

Но при малых углах атаки составляющая Y_1 мало отличается от подъемной силы крыла, т. е. $Y_1 \approx Y$. Следовательно,

$$M_{кр} = -Y(x_d - x_t).$$

По этой формуле уже нетрудно подсчитать величину момента крыла.

Чтобы выяснить, как влияет момент крыла на продольное равновесие самолета, надо знать, в зависимости от каких факторов изменяются величина и направление момента крыла и как они изменяются.

Момент крыла зависит, как видим, от величин Y , x_d и x_t . Из них подъемная сила Y зависит, в свою очередь, от угла атаки и скорости полета. Величина x_d , т. е. положение ц.д. крыла, зависит также от угла атаки. Следовательно, момент крыла зависит от угла атаки. Однако это еще не все.

Плечо подъемной силы ($x_d - x_t$) будет изменяться и с изменением расстояния x_t , причем может получиться так, что ц.т. самолета окажется позади ц.д. крыла, т. е. изменится не только величина момента, но и его направление (момент крыла станет кабрирующим). Следовательно, момент крыла зависит еще от положения ц.т. самолета, т. е. от его центровки.

Таким образом, *момент крыла зависит от угла атаки и центровки самолета.*

Эту зависимость обычно выражают математически, но мы покажем ее на простейшей схеме, изображенной на рис. 97. На этой схеме даны приблизительные положения ц.д. крыла (у профилей первой группы) при четырех разных углах атаки и приблизительные положения ц.т. самолета при четырех разных центровках (расстояния x_d и x_t не обозначены, чтобы не загромождать схему). Посмотрим, что показывает эта схема.

При центровке 25% САХ (верхний ряд) момент крыла получается пикирующим на всех углах атаки — от α_0 до $\alpha_{кр}$, поскольку на всех углах атаки ц.д. крыла находится позади ц.т. самолета.

При центровке 30% (второй ряд сверху) момент крыла на всех углах атаки, т. е. при любом режиме полета, все еще остается пикирующим, хотя и уменьшается по абсолютной величине с ростом угла атаки (с уменьшением скорости полета).

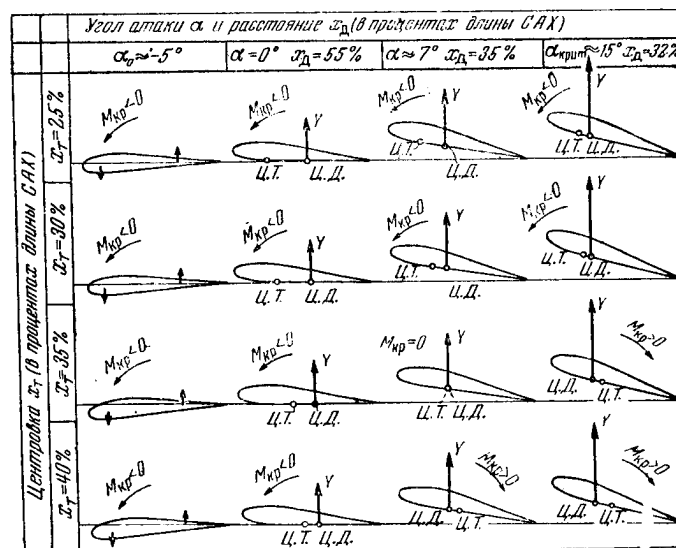


Рис. 97. Зависимость момента крыла от угла атаки и от центровки самолета

При центровке 35%, т. е. при дальнейшем перемещении ц.т. назад, момент крыла получается пикирующим только на малых углах атаки, затем становится равным нулю (когда ц.д. крыла совпадает с ц.т. самолета), а дальше становится уже кабрирующим, возрастая по мере приближения к критическому углу атаки.

При центровке 40%, т. е. при еще большем перемещении ц.т. назад, момент крыла уже на малых углах атаки становится кабрирующим, и чем больше угол атаки, тем больше кабрирующий момент.

Из сказанного можно сделать следующие выводы о влиянии момента крыла на продольное равновесие самолета:

1. Чем более передней будет центровка, тем больше будет пикирующий момент крыла; поэтому в случае увеличения по какой-либо причине угла атаки момент крыла будет стремиться уменьшить его.

2. Чем более задней будет центровка самолета, тем больше будет кабрирующий момент крыла; поэтому в случае увеличения по какой-либо причине угла атаки

момент крыла будет стремиться еще больше его увеличить.

§ 77. ВЛИЯНИЕ МОМЕНТА ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ НА ПРОДОЛЬНОЕ РАВНОВЕСИЕ

Горизонтальное оперение состоит из стабилизатора и руля высоты, которые представляют собой в целом небольшое крыло, обычно симметричного профиля (рис. 98). Под действием встречного потока оперение развивает подъемную силу $Y_{г.о.}$, которая, действуя на

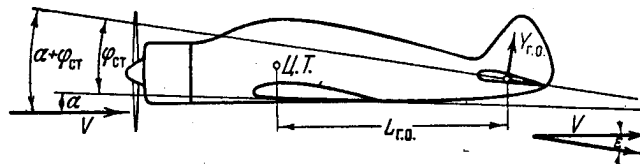


Рис. 98. Момент горизонтального оперения

плечо $L_{г.о.}$, создает момент относительно поперечной оси, т. е.

$$M_{г.о.} = -Y_{г.о.} \cdot L_{г.о.}$$

(где знак минус показывает, что момент в данном случае получается пикирующим). Этот момент зависит главным образом от величины подъемной силы оперения (плечо ее можно считать постоянным), последняя же зависит от угла атаки оперения, за который принимают угол атаки стабилизатора, и от профиля оперения, меняющегося при повороте руля высоты. Следовательно, *момент горизонтального оперения зависит от угла атаки стабилизатора и угла отклонения руля высоты.*

Углом атаки стабилизатора называется угол между хордой стабилизатора и направлением набегающего на него потока. Хорда стабилизатора, вообще говоря, не параллельна хорде крыла и составляет с ней угол установки стабилизатора $\varphi_{ст}$. Угол между хордой стабилизатора и направлением воздушной скорости самолета будет $\alpha + \varphi_{ст}$; казалось бы, что это и есть угол атаки стабилизатора. Но под действием крыла поток отклоняется от своего направления вниз на некоторый угол ε (эпсилон), называемый углом скоса по-

тока. Следовательно, угол атаки стабилизатора, т. е. горизонтального оперения, получим, вычтя угол скоса потока из угла $\alpha + \varphi_{ст}$:

$$\alpha_{ст} = \alpha + \varphi_{ст} - \epsilon.$$

Посмотрим теперь, как изменяются подъемная сила горизонтального оперения и ее момент относительно оси z в зависимости от угла атаки стабилизатора и угла отклонения руля высоты.

Когда угол атаки стабилизатора равен нулю, то при нейтральном положении руля высоты (рис. 99,а) подъемная сила оперения будет равна нулю и никакого момента не получится. Если летчик отклонит руль высоты вниз (рис. 99, а-1) на некоторый угол δ (дельта), то это будет равносильно увеличению угла атаки стабилизатора и вызовет появление подъемной силы, направленной вверх, и момент ее будет пикирующим. Если же летчик отклонит руль высоты вверх (рис. 99,а-2), то это вызовет появление подъемной силы, направленной вниз, и момент ее будет кабрирующим.

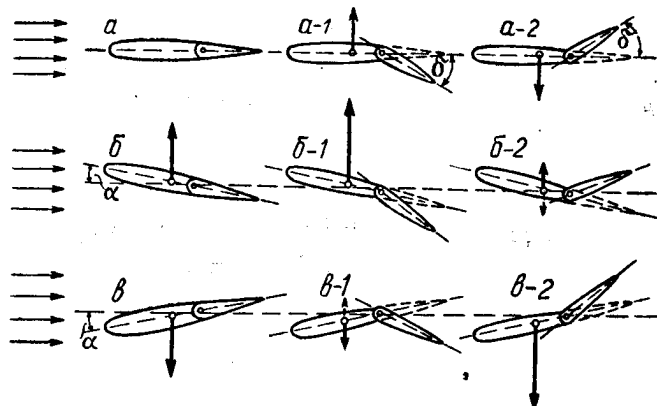


Рис. 99. Изменение момента горизонтального оперения в зависимости от угла атаки и угла отклонения руля высоты

Когда угол атаки стабилизатора положительный, то при нейтральном положении руля высоты (рис. 99,б) подъемная сила будет направлена вверх и момент ее будет пикирующим. Если летчик отклонит руль высоты вниз (рис. 99,б-1), то это вызовет увеличение подъемной силы и ее пикирующего момента. Если же летчик отклонит

руль вверх (рис. 99,б-2), то это вызовет уменьшение подъемной силы и даже может изменить ее направление и направление ее момента — на обратное.

Когда угол атаки стабилизатора отрицательный, то при нейтральном положении руля высоты (рис. 99,в) подъемная сила будет направлена вниз и момент ее будет кабрирующим. Если летчик отклонит руль высоты вниз (рис. 99,в-1), то это вызовет уменьшение подъемной силы и даже может изменить ее направление (и ее момента) на обратное. Если же летчик отклонит руль высоты вверх (рис. 99,в-2), то это вызовет увеличение отрицательной подъемной силы и ее кабрирующего момента.

Таким образом, отклоняя руль высоты, летчик может изменять величину и направление подъемной силы горизонтального оперения, а тем самым — величину и направление ее момента. Следовательно, с помощью руля высоты летчик может уравновесить момент крыла (и другие продольные моменты, если они имеются), т. е. может создать продольное равновесие самолета.

§ 78. ВЛИЯНИЕ МОМЕНТОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ НА ПРОДОЛЬНОЕ РАВНОВЕСИЕ

Работающая силовая установка винтового самолета дает продольный момент силы тяги и, кроме того, продольный момент от изменения подъемной силы горизонтального оперения в результате действия на него струи винта. Поэтому, если в полете самолет находился в продольном равновесии, то при *выключении* двигателя оно будет нарушено вследствие исчезновения указанных моментов. Если же самолет был в равновесии на планировании, то при включении двигателя оно будет нарушено вследствие появления указанных моментов.

Сила тяги дает продольный момент, когда направление оси винта проходит вне центра тяжести самолета, т. е. когда имеется децентрация тяги (рис. 100,а). Если направление силы тяги проходит выше ц.т., децентрация называется верхней, если ниже — нижней. В первом случае момент силы тяги будет пикирующим, во втором — кабрирующим.

Действие струи винта на оперение более сложно.

Пусть самолет планирует и на его горизонтальное

оперение набегаёт поток со скоростью V под углом атаки α (рис. 100,б), в результате чего оперение развивает подъёмную силу $Y_{г.о.}$. При включении двигателя к скорости V добавляется скорость струи винта и получается результирующая скорость V_1 , причём поток набегаёт на оперение под меньшим углом атаки α_1 (так как струя винта увеличивает скос потока у хвоста). Вследствие

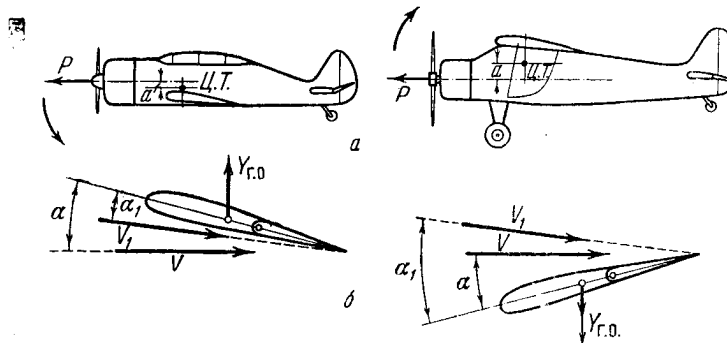


Рис. 100. Влияние силовой установки на продольное равновесие самолета при верхней и нижней децентрации тяги и действие струи винта на горизонтальное оперение

увеличения скорости подъёмная сила оперения должна возрасти, а вследствие уменьшения угла атаки должна уменьшиться; в итоге она заметно не изменится, т. е. действие струи винта заметно не нарушит равновесия самолета.

Выше рассматривался случай, когда подъёмная сила оперения направлена вверх и, следовательно, даёт пикирующий момент. Но современные самолеты, как правило, имеют переднюю центровку, а при передних центровках ц.т. самолета обычно находится впереди ц.д. крыла и поэтому крыло даёт пикирующий момент, следовательно, оперение должно давать кабрирующий момент. Иными словами, оперение должно быть нагружено сверху, т. е. подъёмная сила оперения и его угол атаки должны быть отрицательными (рис. 100,б, справа).

Пусть в этом случае скорость V опять соответствует планированию. При включении двигателя струя винта увеличит скорость потока у хвоста и скорость станет V_1 ,

причем вследствие увеличения скоса потока угол атаки здесь численно не уменьшится, а увеличится ($\alpha_1 > \alpha$). В результате увеличения скорости и угла атаки подъемная сила $Y_{г.о}$ возрастет (показано пунктиром); следовательно, кабрирующий момент оперения заметно увеличится.

Итак, в большинстве случаев действие струи винта на оперение создает кабрирующий момент.

Рассмотрим теперь совместное влияние обоих описанных продольных моментов на продольное равновесие самолета.

При значительной верхней децентрации тяги последняя дает большой пикирующий момент, который перевесит кабрирующий момент от действия струи винта на оперение. Поэтому при включении двигателя самолет будет стремиться уменьшить угол атаки. Для противодействия этому надо создать рулем высоты добавочный кабрирующий момент, т. е. взять ручку управления на себя и так держать ее во время всего полета на данном режиме. При выключении двигателя пикирующий момент от тяги винта и кабрирующий от действия струи винта на оперение исчезнут, но добавочный кабрирующий момент руля высоты останется и под действием его самолет увеличит угол атаки (если летчик своевременно не даст ручку от себя). При внезапном исчезновении силы тяги (отказе двигателя), особенно на подъеме, такая ошибка летчика (запаздывание) может повести к сваливанию самолета на крыло.

При нижней децентрации тяги последняя дает кабрирующий момент, а так как момент от действия струи винта на оперение тоже кабрирующий, то в сумме получается большой кабрирующий момент. Следовательно, при включении двигателя самолет будет стремиться резко увеличить угол атаки. Поэтому для уравнивания этого кабрирующего момента летчик должен создать пикирующий момент, дав ручку управления от себя, и так держать ее в течение всего полета на данном режиме, что, естественно, потребует от летчика некоторого непрерывного усилия. При выключении двигателя кабрирующий момент исчезнет, пикирующий же момент руля высоты останется и под действием его самолет перейдет на планирование.

Таким образом, поведение самолета при нижней децентрации тяги обратно поведению при верхней децент-

рации и более выгодно для летчика (в случае отказа двигателя самолет сам переходит на планирование).

§ 79. ПОПЕРЕЧНОЕ РАВНОВЕСИЕ САМОЛЕТА. ВЛИЯНИЕ РЕАКЦИИ ВРАЩЕНИЯ ВИНТА НА ПОПЕРЕЧНОЕ РАВНОВЕСИЕ

Поперечным равновесием самолета называется такое его состояние, когда действующие на самолет силы не вызывают вращения самолета вокруг продольной оси x (см. рис. 90). Для поперечного равновесия в прямолинейном полете необходимо равновесие кренящих моментов, т. е. чтобы сумма моментов относительно оси x была равна нулю:

$$\Sigma M_x = 0.$$

У винтового самолета нет аэродинамической симметрии. Происходит это оттого, что в полете под влиянием работы силовой установки возникает кренящий момент, который приходится уравнивать. Рассмотрим указанное влияние силовой установки.

Влияние реакции вращения винта на поперечное равновесие. Сила тяги одновинтового самолета лежит в плоскости симметрии и, следовательно, не нарушает поперечного равновесия. Но вследствие вращения винта самолет находится под действием кренящего момента, направленного в сторону, обратную вращению винта; этот момент называется реактивным, или реакцией вращения винта — $M_{\text{реак}}$ (рис. 101). При вращении винта его лопасти, оказывая давление на воздух, сами испытывают со стороны последнего такое же воздействие, которое можно представить в виде реактивной пары сил. Так как винт конструктивно связан с

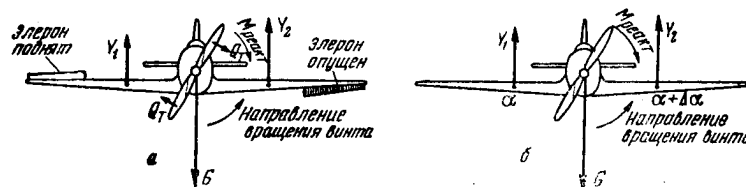


Рис. 101. Реактивный момент винта и уравнивание его:
а — путем отклонения элеронов; б — путем увеличения угла установки одного из полукрыльев

самолетом, то реактивный момент, передаваясь через двигатель на самолет, заставляет его крениться в сторону, обратную вращению винта. Следовательно, при винте правого вращения (как на нашей схеме) под действием реактивного момента винта самолет будет иметь стремление крениться на левое крыло, а при винте левого вращения — на правое крыло.

Реакцию вращения винта можно уравновесить путем отклонения элеронов (рис. 101,а). В нашем примере, опустив левый и подняв правый элерон, можно добиться равновесия. Этот способ был прежде нехорош тем, что летчику в полете все время приходилось прилагать усилие, чтобы держать элероны отклоненными. Теперь это усилие иногда устраняют при помощи триммера, устанавливаемого на одном из элеронов (о триммере сказано в § 84).

Другой способ уравновешивания реактивного момента винта состоит в том, что угол установки того полукрыла, на которое самолет кренится, делают чуть больше, например на $0,5^\circ$; вследствие этого на всех режимах полета угол атаки этого полукрыла будет $\alpha + \Delta\alpha$ (в нашем примере $\Delta\alpha = 0,5^\circ$); следовательно, будет больше и его подъемная сила. За счет разницы в величине подъемных сил полукрыльев образуется момент относительно оси x , который и уравновешивает реакцию вращения винта. На планировании, когда реакции вращения винта нет, самолет, естественно, валится на то крыло, угол установки которого меньше, и летчику приходится уравновешивать самолет элеронами.

§ 80. ПУТЕВОЕ РАВНОВЕСИЕ САМОЛЕТА. ВЛИЯНИЕ СТРУИ ВИНТА НА ПУТЕВОЕ РАВНОВЕСИЕ

Путевым равновесием самолета называется такое его состояние, когда действующие на самолет силы не вызывают вращения самолета вокруг нормальной оси y (см. рис. 90). Для путевого равновесия необходимо равновесие заворачивающих моментов, т. е. чтобы сумма моментов относительно оси y была равна нулю:

$$\Sigma M_y = 0.$$

Здесь следует опять сказать, что у самолета путевое равновесие само собой не создается. Происходит это

оттого, что в полете под влиянием работы силовой установки возникает заворачивающий момент, который приходится уравнивать путем нарушения аэродинамической симметрии самолета. На планировании нарушенная симметрия дает себя знать, и летчику приходится создавать уравнивающий момент.

Влияние струи винта на путевое равновесие. В полете самолет имеет тенденцию заворачивать в сторону, обратную вращению винта (т. е. с винтом правого вращения самолет стремится заворачивать влево).

Причина возникновения заворачивающего момента заключается в том, что воздушная струя, отбрасываемая винтом и закручиваемая последним в сторону вращения, встречает на своем пути вертикальное оперение (рис. 102), создает заворачивающий момент силы $Z_{в.о.}$. Так как вертикальное оперение всегда расположено выше оси фюзеляжа, то при

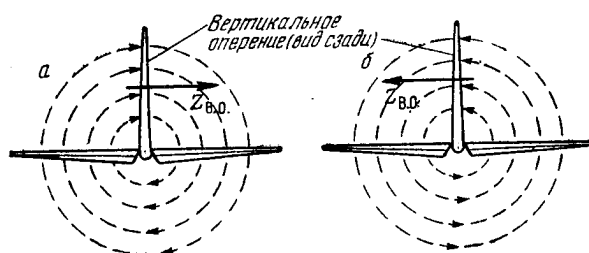


Рис. 102. Возникновение заворачивающего момента вследствие действия вращающейся струи винта на вертикальное оперение: а—винта правого вращения; б — винта левого вращения

винте правого вращения, когда струя вращается вправо, давление испытывает левая сторона оперения (рис. 102, а) и самолет стремится завернуть влево.

При винте левого вращения давление будет на правую сторону оперения (рис. 102, б) и самолет будет заворачивать вправо.

Уравновесить указанный заворачивающий момент можно при помощи руля направления, отклоняя его в сторону, обратную той, в которую самолет стремится заворачивать (рис. 103). Вертикальное оперение работает

аналогично горизонтальному оперению, поэтому при отклонении руля направления. вертикальное оперение окажется под действием аэродинамической силы $Z_{в'0}$, момент которой будет стремиться повернуть самолет вокруг оси y в сторону, обратную той, в которую направ-

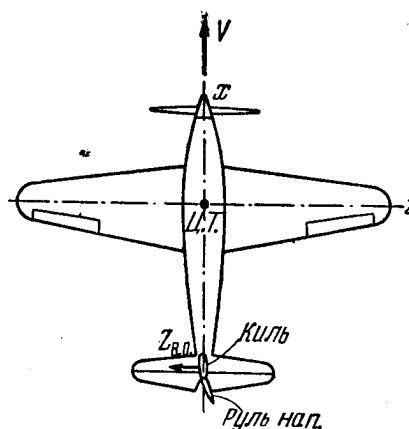


Рис. 103. Уравновешивание заворачивающего момента отклонением руля направления (при вращении правого вращения)

лен момент от действия струи винта. Однако при этом способе летчик будет испытывать непрерывное давление на педаль. Поэтому часто применяют триммер на руле направления, позволяющий устранить давление.

Иногда применяют более простой компенсатор, представляющий собой небольшую пластинку из алюминия, которую приклепывают к ободу руля направления (в плоскости руля) и отгибают немного в сторону, обратную нужному отклонению руля. В практике такую пластинку называют балансировочной, однако такое название нельзя признать правильным. Самолет балансируется не этой пластинкой, а рулем направления, пластинка же (как и триммер) играет роль компенсатора, уравнивающего шарнирный момент руля. Поэтому правильно будет называть ее компенсирующей пластинкой.

§ 81. ОБЩЕЕ ПОНЯТИЕ ОБ УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА

Предположим, что самолет летит прямолинейно с постоянной скоростью. Это означает, что действующие на самолет силы и их моменты находятся в равновесии. Но допустим, что летчик отклонил один из рулей больше, чем он был отклонен раньше, и, следовательно, изменил величину действующей на руль аэродинамической силы и ее момента. Равновесие будет нарушено и самолет начнет поворачиваться в сторону большего момента. Отсюда заключаем, что, изменяя моменты сил, действующих на рули самолета, можно изменять положение равновесия, т. е. эти моменты можно использовать для управления самолетом.

Таким образом, управляемостью самолета называется его способность изменять положение равновесия по воле летчика.

§ 82. ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА. ДЕЙСТВИЕ РУЛЯ ВЫСОТЫ. БАЛАНСИРОВОЧНАЯ КРИВАЯ. СТЕПЕНЬ УПРАВЛЯЕМОСТИ

Продольной управляемостью самолета называется его способность под действием руля высоты изменять угол атаки крыла (режим полета) по желанию летчика.

Это видно из следующего.

Для продольного равновесия в прямолинейном полете необходимо равновесие продольных моментов. Но полет может быть осуществлен при разных углах атаки (на разных скоростях), и если на одном угле атаки будет равновесие моментов, то на других углах атаки равновесие само не получится, поскольку при изменении угла атаки изменяются моменты частей самолета, самое главное — крыла. Очевидно, летчику необходимо приводить моменты в равновесие при всех нужных углах атаки (на всех режимах полета), при всех изменениях центровки и на всех режимах работы силовой установки. Для этого летчик должен иметь возможность изменять величину некоторых моментов, т. е. управлять самолетом.

Изменять продольные моменты можно различными способами.

Можно, например, перемещать ц.т. самолета, передвигая в фюзеляже некоторый груз, тогда плечи будут изменяться, следовательно, будут изменяться и моменты сил. Подобно этому поступали на заре авиации при полетах на балансирных планерах: вися на руках и перемещая ц.т. своего тела, планерист тем самым перемещал и ц.т. планера, получая таким путем на разных углах атаки равновесие (баланс) моментов.

В современных самолетах летчик изменяет продольные моменты и приводит их в равновесие при помощи руля высоты.

Следовательно, управляемым будет самолет, на котором путем отклонения руля высоты летчик может осуществить полет на любом угле атаки — на любом желаемом режиме.

Действие руля высоты. Схема управления рулем высоты показана на рис. 104. Если руль стоит нейтрально

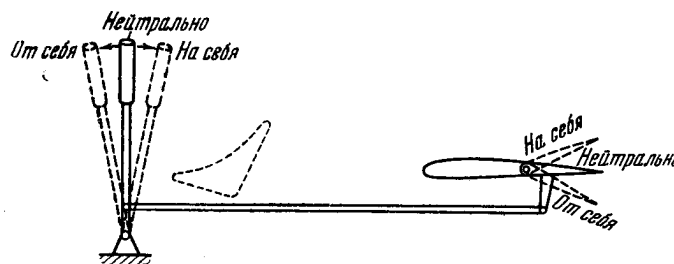


Рис. 104. Схема управления рулем высоты

и ручку рулевого управления даем от себя, то руль отклоняется вниз, а если берем ручку на себя, руль отклоняется вверх. Действие руля высоты, вызывающее изменение угла атаки крыла, очень просто, если не учитывать влияния стабилизатора.

Пусть угол атаки стабилизатора $\alpha_{ст} = 0$ и руль высоты стоит нейтрально (рис. 105,а). Следовательно, подъемная сила оперения равна нулю. Если даем ручку управления от себя (рис. 105,б), то возникает подъемная сила оперения, направленная вверх, момент ее будет пикирующим, и самолет начнет поворачиваться вокруг поперечной оси, уменьшая угол атаки. Если, на-

оборот, берем ручку на себя (рис. 105, в), возникает подъемная сила оперения, направленная вниз, момент ее будет кабрирующим, и самолет начнет увеличивать угол атаки.

Балансировочная кривая. Расчет продольного управления состоит в том, что определяют: 1) достаточно ли возможных отклонений руля высоты для получения рав-

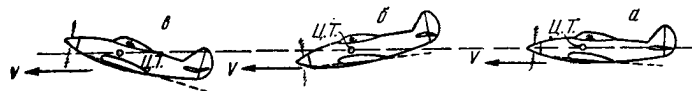


Рис. 105. Действие руля высоты в полете

новесия моментов при всех необходимых для полета углах атаки — от угла атаки нулевой подъемной силы α_0 (при пикировании) до критического угла атаки $\alpha_{\text{крит}}$ (при посадке); 2) насколько должен быть отклонен руль высоты на том или ином угле атаки.

Выяснение эффективности руля высоты делается путем испытания модели данного самолета в аэродинамической трубе и теоретическим путем, а также при летных испытаниях самолета. На основании испытаний и расчетов строят так называемую балансировочную кривую, характеризующую данный самолет в отношении управляемости и устойчивости.

Балансировочной кривой называется график (рис. 106), показывающий зависимость угла отклонения руля высоты δ от угла атаки α (или от скорости V), т. е. от режима полета. Балансировочная кривая может быть построена для планирования и для горизонтального полета.

Пользоваться кривой очень легко. Например, надо узнать, куда и на какой угол должен быть отклонен руль высоты при центровке 30% и при угле атаки $\alpha = 14^\circ$. Для этого из точки, помеченной этим углом, восстанавливаем перпендикуляр до пересечения с кривой, откуда опускаем перпендикуляр на ось ординат, где и читаем величину угла отклонения руля высоты: $\delta = -4^\circ$ на себя, т. е. вверх.

Угол атаки, при котором самолет балансируется (уравновешивается) при нейтральном положении руля

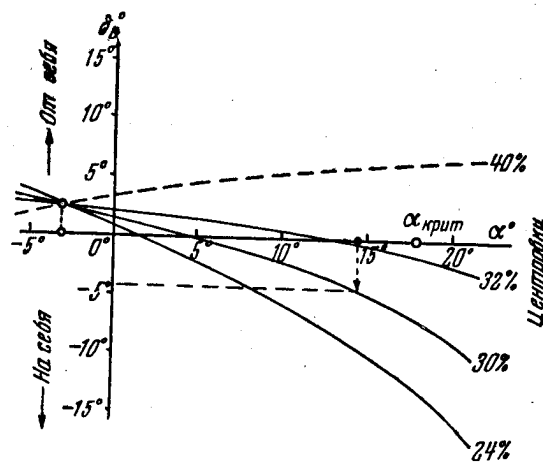


Рис. 106. Балансировочная кривая (при разных центровках)

высоты ($\delta=0$), называется балансировочным. На приведенном примере $\alpha_{\text{балан}}=5^\circ$.

Для суждения об управляемости данного самолета смотрим, какое положение должен занимать руль высоты при α_0 и $\alpha_{\text{крит}}$. Если при α_0 (при пикировании) отклонение руля высоты не превышает $+15^\circ$, а при $\alpha_{\text{крит}}$ (при посадке) не превышает -15° , то, следовательно, управляемость достаточна. Что же считать за меру (степень) управляемости?

Степень управляемости. Предположим, что руль высоты отклонен на 1° . При этом самолет повернется вокруг оси z и изменит угол атаки на некоторое число градусов α' . Эту величину и принимают за степень управляемости.

У хороших самолетов степень управляемости составляет от 1,5 до 2, т. е. при отклонении руля на 1° самолет поворачивается на $1,5-2^\circ$. Степень управляемости меньше единицы считается недостаточной, а больше трех — излишней.

Степень управляемости зависит от размеров руля высоты и стабилизатора и, самое важное, от центровки.

**§ 83. ВЛИЯНИЕ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА НА ЕГО
ПРОДОЛЬНУЮ УПРАВЛЯЕМОСТЬ**

От центровки зависит момент крыла, следовательно, изменение центровки должно влиять на продольное равновесие, а тем самым и на продольную управляемость.

На рис. 106 показано примерное изменение положения балансировочной кривой в зависимости от центровки. Чем же оно вызвано?

При рассмотрении зависимости момента крыла от центровки (§ 76) было выяснено, что при α_0 пикирующий момент крыла при разных центровках одинаков. Следовательно, при α_0 руль высоты, какая бы ни была центровка, надо отклонять от себя на один и тот же угол. Поэтому балансировочные кривые при разных центровках должны пересекаться в одной точке, соответствующей отклонению руля при α_0 .

В § 76 было показано также, что при передних центровках момент крыла на всех углах атаки будет пикирующим, и чем более передней будет центровка, тем больше будет пикирующий момент крыла. Следовательно, если при наличии очень передней центровки увеличим угол атаки, то придется уравнивать рулем высоты большой пикирующий момент, т. е. больше брать ручку на себя. Поэтому балансировочная кривая для очень передней центровки (например, для 24% САХ) идет круто вниз. Как видим, наиболее заметно изменяется отклонение руля высоты на себя при $\alpha_{\text{крит}}$, т. е. при посадке.

Следовательно, в случае очень передней центровки ручку рулевого управления надо при посадке выбирать на себя больше (чем при менее передних центровках, например 30% и 32%).

При перемещении ц.т. назад (центровка 35% и больше) балансировочная кривая пойдет выше горизонтальной оси и может пойти даже с уклоном вверх (показано пунктиром). При задних центровках самолет неустойчив и действие руля высоты, как увидим дальше, более сложно.

Итак, центровка сильно влияет на управляемость самолета, а следовательно, и на степень управляемости.

Нетрудно сообразить, что при очень передней цент-

ровке (например, 24%) степень управляемости будет меньше, чем при менее передней (например, 30%). И если взять центровку слишком переднюю (например, 15%), то балансировочная кривая пойдет круто вниз и степень управляемости окажется меньше единицы, т. е. будет недостаточной (например, при отклонении руля высоты на себя на 10° самолет изменит угол атаки только на 8°). Отсюда следует, что *передний предел допустимых центровок самолета определяется его управляемостью* (задний предел определяется устойчивостью самолета).

Рис. 106 показывает еще, что при разных центровках самолет балансируется на разных углах атаки, и при очень передней центровке этот угол мал, а при задней — большой. На практике желательно, чтобы самолет балансировался при некотором среднем угле атаки, на котором чаще всего летает данный самолет. Этот балансировочный угол атаки обычно соответствует расчетной центровке.

В случае изменения центровки (в полете) летчик добивается продольного равновесия путем отклонения руля высоты.

§ 84. СПОСОБЫ УМЕНЬШЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ НА РУЧКУ УПРАВЛЕНИЯ.

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПЕНСАЦИЯ РУЛЯ ВЫСОТЫ. ТРИММЕР

В § 78 упоминалось об усилии, которое приходится прилагать летчику для отклонения руля высоты. Рассмотрим этот вопрос, имеющий большое практическое значение.

Пусть летчик для изменения угла атаки отклонил руль высоты от себя (рис. 107), тогда на руль будет действовать аэродинамическая сила $Y_{p.v.}$, которая создает относительно оси вращения (шарнира) руля момент, называемый шарнирным моментом. Под действием этого момента руль высоты будет стремиться занять положение без нагрузки, и, чтобы не допустить этого, летчик должен приложить к ручке управления некоторую силу Q .

Таким образом, летчик должен прилагать некоторое усилие для уравнивания шарнирного момента, дей-

STAT

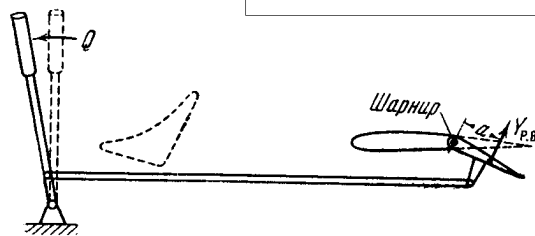


Рис. 107. Схема давления на ручку управления (шарнирный момент руля высоты)

ствие которого он ощущает как давление на ручку управления.

Вопрос о давлении на ручку — один из важнейших вопросов управляемости самолета, так как даже небольшое давление, если оно продолжается долго, весьма утомляет летчика. Поэтому принимают меры для уменьшения давления на ручку управления и даже для полного устранения его.

Для уменьшения давления на ручку управления применяют аэродинамическую компенсацию руля высоты, а для полного устранения давления на ручку — триммер.

Аэродинамическая компенсация руля высоты. Идея аэродинамической компенсации руля высоты заключается в том, что часть площади руля располагают впереди оси вращения руля (рис. 108, а и б), вследствие чего равнодействующая сил давления на руль $Y_{р.в}$, равная $Y'_в + Y''_в$, проходит ближе к оси вращения (чем у простого руля), т. е. плечо силы $Y_{р.в}$ уменьшается, следовательно, уменьшается и шарнирный момент, вызывающий давление на ручку управления. Конструктивно компенсация руля высоты выполняется по-разному. На рис. 108 (внизу) показаны так называемая роговая компенсация (компенсирующие части руля образуют как бы рога) и осевая, или внутренняя, компенсация.

Триммер. При длительном полете на одном и том же режиме важно совсем устранить давление на ручку управления. Для этой цели применяется триммер на руле высоты (рис. 109), — устройство, ставшее обязательной принадлежностью каждого самолета.

STAT

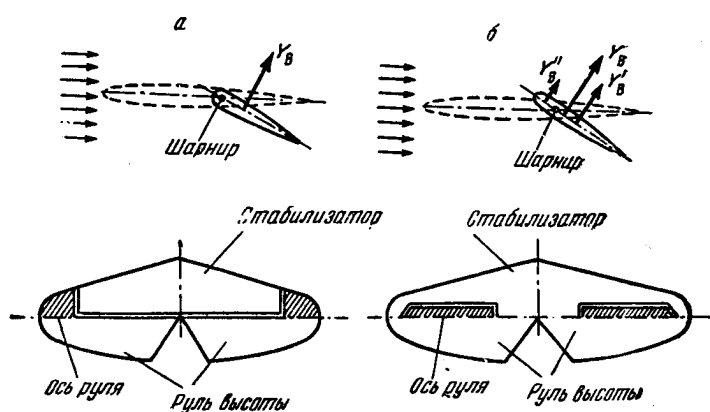


Рис. 108. Аэродинамическая компенсация руля высоты: а — схема простого руля высоты, б — компенсированного; внизу — компенсированный руль высоты с роговой компенсацией и с внутренней компенсацией (компенсирующие части руля заштрихованы)

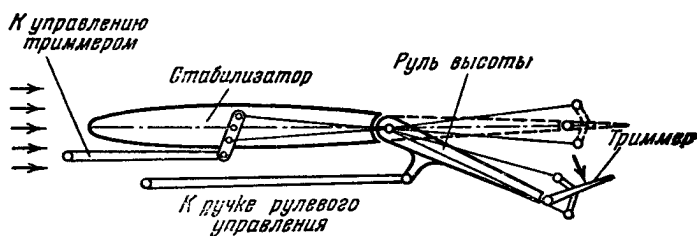


Рис. 109. Руль высоты с триммером

Триммер представляет собой маленький рулек на заднем ободе руля высоты, соединенный тросами с качалкой, расположенной на стабилизаторе, от которой идет проводка к штурвальному управлению триммером. При помощи этого штурвального управления летчик может отклонить триммер на желаемый угол. При отклонении триммера создается, как видим, аэродинамический момент, противоположный шарнирному моменту руля высоты. Благодаря этому летчик может по желанию отклонить триммер настолько, чтобы создаваемый им момент был равен шарнирному моменту руля. Это и устраняет полностью давление на ручку рулевого управления.

Таким образом, триммер — это аэродинамический помощник летчика, удерживающий руль высоты в заданном положении.

Описанные устройства применяются также для уравнивания шарнирных моментов руля направления и элеронов.

Следует помнить, что самолет в полете мы балансируем рулями, уравнивая ими те или иные действующие на самолет моменты. Триммером же уравниваем только шарнирный момент руля, чтобы снять давление на ручку или педаль и тем облегчить работу летчика.

§ 85. ПОПЕРЕЧНАЯ И ПУТЕВАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА. ДЕЙСТВИЕ ЭЛЕРОНОВ И РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ

Поперечной управляемостью называется способность самолета под действием элеронов изменять угол крена (поворачиваться вокруг продольной оси x).

Путевой управляемостью называется способность самолета под действием руля направления изменять угол скольжения (поворачиваться вокруг оси y).

Поперечную и путевую управляемости рассматривают совместно, так как они связаны между собой. Последнее объясняется тем, что элероны поворачивают самолет не только вокруг продольной оси x , но и вокруг нормальной оси y (так как созданный элеронами крен приводит к скольжению, следовательно, и к появлению заворачивающего момента), а руль направления поворачивает самолет не только вокруг оси y , но и вокруг оси x (так как созданное этим рулем скольжение приводит к появлению кренящего момента).

Действие элеронов и руля направления. Элероны — это рули крена. Управление ими устроено так, что когда даем ручку управления вправо, левый элерон отклоняется вниз, а правый — вверх (рис. 110); если же даем ручку влево, происходит обратное.

Принцип действия элеронов заключается в перераспределении аэродинамической нагрузки по размаху крыла. Отклонение элеронов эквивалентно изменению углов атаки полукрыльев. Если, например, левый элерон отклонен вниз, а правый вверх, то левый нагружается снизу, а правый сверху, в результате чего подъемная

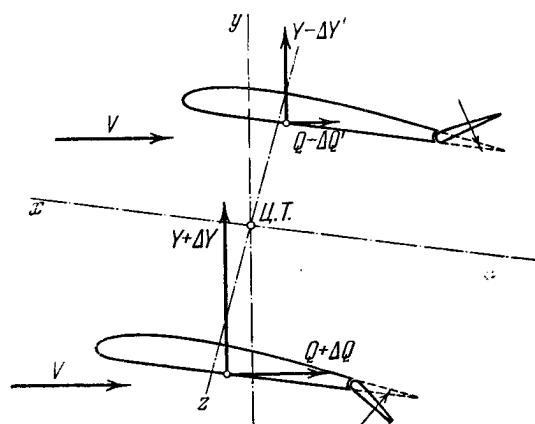


Рис. 110. Схема действия элеронов в полете. Возникновение накрennяющего и заворачивающего моментов (при большом угле атаки)

сила левого полукрыла возрастает, а правого уменьшается. Следовательно, возникает момент относительно продольной оси x , который кренит самолет на правое крыло.

Но почему при этом возникает и заворачивающий момент?

При отклонении левого элерона вниз, а правого вверх возрастает не только подъемная сила левого полукрыла на величину ΔY , но и лобовое сопротивление левого полукрыла на величину ΔQ , тогда как подъемная сила и лобовое сопротивление правого полукрыла уменьшаются на $\Delta Y'$ и $\Delta Q'$. Поэтому, кроме кренящего момента, вызываемого силами ΔY и $\Delta Y'$, возникает и заворачивающий момент, вызываемый силами ΔQ и $\Delta Q'$. Если самолет летит на малом угле атаки, то последние незначительны и заворачивающий момент мало ощутим. На больших же углах атаки, близких к критическому, заворачивающий момент, вызываемый элеронами, очень заметен.

Таким образом, когда даем ручку управления вправо, самолет кренится вправо и при этом, если угол атаки большой, стремится завернуть влево (поскольку левый опущенный элерон тормозит). Когда же даем ручку управления влево, получается обратное явление.

При больших углах атаки разница в лобовых сопротивлениях полукрыльев с опущенным и поднятым элеронами сильно возрастает. Это объясняется тем, что на больших углах атаки большое значение имеет индуктивное сопротивление, которое у полукрыла с опущенным элероном сильно возрастает, а у полукрыла с поднятым элероном уменьшается. Вследствие разности сопротивлений самолет будет разворачиваться в сторону полукрыла с опущенным элероном. В результате возникшего скольжения на полукрыло с поднятым элероном возрастает его подъемная сила, что уменьшает кренящий момент элеронов, т. е. поперечная управляемость самолета ухудшается.

Для улучшения поперечной управляемости применяются дифференциальные элероны. Углы отклонения таких элеронов вверх больше, чем вниз (примерно вдвое). Это ослабляет воздействие вредного разворачивающего момента.

Такое же воздействие оказывают и элероны с профилированным носком. У этих элеронов при отклонении вверх в поток выходит носок элерона и тем самым увеличивается сопротивление полукрыла с поднятым элероном.

Для уменьшения усилий, потребных для отклонения элеронов, также применяют аэродинамическую компенсацию. Для полного устранения давления на ручку управления, вызываемого шарнирными моментами элеронов, применяют установку триммера на одном из элеронов.

Рассмотрим теперь действие руля направления.

Руль направления служит как для устранения, так и для создания скольжения самолета. Напомним, что скольжением самолета называется такое его движение, при котором направление встречного потока не параллельно плоскости симметрии.

Пусть сначала полет происходит при симметричном обтекании и при наличии поперечного и путевого равновесия. Но вот летчик отклонил руль направления вправо (рис. 111,а). В первые мгновения вертикальное оперение окажется под действием аэродинамической силы $Z_{в.о.}$, момент которой станет поворачивать самолет вокруг нормальной оси y . Угол поворота β (вокруг оси y) будет нарастать, тогда как самолет по инерции будет

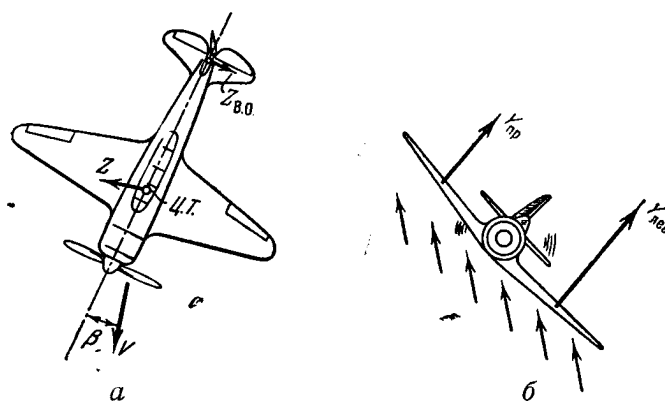


Рис. 111. Влияние скольжения самолета на подъемную силу: *а* — скольжение самолета под действием руля направления; *б* — увеличение подъемной силы крыла, на которое самолет скользит

двигаться в прежнем направлении, т. е. получится движение со скольжением на левое крыло (что будет дальше, пока разбирать не будем).

Такой же полет со скольжением получается под действием «болтанки», в результате случайных кренов и т. д. В этих случаях летчик рулем направления создает момент, противоположный моменту, возникшему при скольжении (и больше его), и таким путем устраняет скольжение.

Руль направления, поворачивая самолет вокруг нормальной оси y , в то же время вызывает вращение самолета вокруг продольной оси x . Чем это объясняется?

Дело в том, что скольжение изменяет распределение давления по крылу и дает увеличение подъемной силы того крыла, на которое самолет скользит (рис. 111, б). Причина этого в косом обтекании, а если крыло имеет поперечное V , то еще и в том, что угол атаки того крыла, на которое самолет скользит, оказывается больше, чем у другого. В результате возникает кренящий момент, стремящийся поднять крыло, на которое самолет скользит.

Таким образом, если скольжение вызвано отклонением руля направления, то самолет стремится дать крен в сторону отклонения руля.

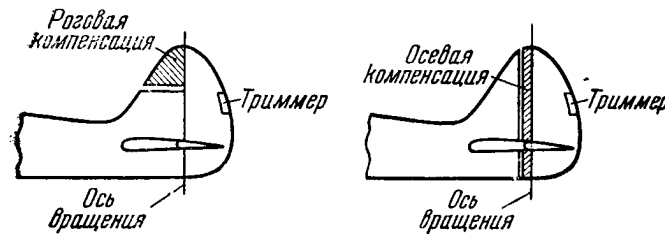


Рис. 112. Компенсированный руль направления (компенсирующая часть руля заштрихована)

Для облегчения управления рулем направления, т. е. для уменьшения давления на педаль, вызываемого шарнирным моментом руля, применяют аэродинамическую компенсацию различных видов (рис. 112). Для полного устранения давления на педаль устанавливают на руле триммер.

§ 86. ОБЩЕЕ ПОНЯТИЕ ОБ УСТОЙЧИВОСТИ САМОЛЕТА

Для установившегося прямолинейного движения самолета необходимо равновесие сил и их моментов, однако для длительного установившегося полета без вмешательства летчика уже недостаточно равновесия сил и моментов, а требуется еще устойчивость самолета в полете.

Известно, что равновесие может быть *устойчивым, неустойчивым и безразличным*. Эти три вида равновесия встречаются и у самолета, причем для суждения об устойчивости обычно предполагают наличие внешней кратковременно действующей силы (например, порыва ветра). Если по прекращении действия этой силы самолет сам, без вмешательства летчика, возвращается в прежнее положение равновесия, то самолет *устойчив*. Если без вмешательства летчика самолет не только не возвращается в прежнее положение равновесия, но все больше отклоняется от него, то самолет *неустойчив*. Если же самолет остается в том положении равновесия, в которое он перешел под действием внешней силы, то самолет *нейтрален*, т. е. находится в *безразличном равновесии*. Безразличное равновесие является как бы

границей между устойчивым и неустойчивым равновесием.

Итак, *устойчивость есть способность самолета сохранять положение равновесия без вмешательства летчика.*

**§ 87. ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ. ФОКУС КРЫЛА.
ФОКУС САМОЛЕТА И ЗАВИСИМОСТЬ УСТОЙЧИВОСТИ
ОТ ЦЕНТРОВКИ**

Продольной устойчивостью называется способность самолета самостоятельно (без вмешательства летчика) сохранять угол атаки.

Пусть модель самолета (рис. 113), укрепленная на поперечной оси, как бы заменяющей поперечную ось z , помещена в аэродинамическую трубу и обдувается потоком воздуха с постоянной скоростью V . При некото-

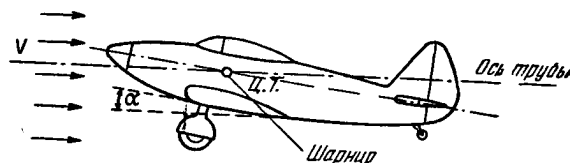


Рис. 113. Испытание модели самолета на продольную устойчивость в аэродинамической трубе

ром положении стабилизатора и руля высоты модель по условию равновесия моментов установится в потоке под некоторым углом атаки α . Допустим, что по некоторой причине (например, под действием толчка) модель качнулась на оси, увеличив угол атаки. Если при этом появится момент, уменьшающий угол атаки, то модель вернется в прежнее положение равновесия, которое и будет, следовательно, устойчивым.

Таким образом, для устойчивости необходимо возникновение момента, восстанавливающего нарушенное равновесие.

Чем же объясняется продольная устойчивость самолета и от чего она в основном зависит?

Для ответа на эти вопросы воспользуемся элементарным объяснением устойчивости, которое было дано проф. В. С. Пышновым в его курсе «Аэродинамика самолета».

Поместим в аэродинамическую трубу модель крыла, укрепленного на стержне, который может поворачиваться вокруг шарнира, находящегося позади крыла (рис. 114,а), и такую же модель, но с шарниром впереди крыла (рис. 114,б). Допустим, что установочный угол крыла можно регулировать и благодаря этому подо-

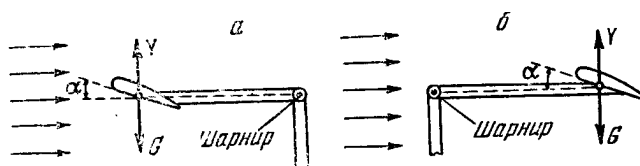


Рис. 114. Неустойчивое и устойчивое продольное равновесие крыла: а — неустойчивое равновесие; б — устойчивое

брать такой угол атаки, чтобы в обоих случаях момент подъемной силы уравнивал момент силы веса, т. е. чтобы в потоке обе модели находились в равновесии. Посмотрим, будет ли равновесие в обоих случаях устойчивым.

Нарушим равновесие первой модели и качнем крыло вверх. При этом угол атаки, подъемная сила и ее момент возрастут, что поведет к дальнейшему увеличению угла атаки. Если качнем крыло вниз, это вызовет уменьшение угла атаки, подъемной силы и ее момента, поэтому крыло опустится еще ниже. Следовательно, первая модель неустойчива.

Если нарушим равновесие второй модели и качнем крыло вверх, то угол атаки, подъемная сила и ее момент уменьшатся, поэтому крыло опустится, т. е. угол атаки станет прежним. Если качнем крыло вниз, угол атаки, подъемная сила и ее момент увеличатся, поэтому крыло поднимется, т. е. угол атаки снова станет прежним. Таким образом, нарушение равновесия второй модели сейчас же вызывает появление восстанавливающего момента. Следовательно, эта модель устойчива.

Итак, когда ось вращения находится впереди крыла, крыло устойчиво, когда же ось вращения находится позади крыла, крыло неустойчиво.

Этот вывод очень важен, но недостаточно ясен.

В самом деле, если мы будем приближать ось вра-

щения к крылу и, наконец, поместим ее на крыло, то на основании найденного вывода мы не сможем сказать, когда крыло будет устойчивым и неустойчивым. По-видимому, надо знать определенную точку на крыле (например, на хорде), чтобы можно было сказать так: если ось вращения находится впереди этой точки, то крыло устойчиво, а если позади, то неустойчиво. Такая точка была найдена и названа фокусом крыла*. Характерной особенностью этой точки является то, что положение ее почти постоянно для профилей и, главное, не зависит от угла атаки. Поэтому при рассмотрении и расчете продольной устойчивости самолета исходят из положения этой точки, а не из центра давления крыла, который при изменении угла атаки перемещается по хорде, да еще по-разному у разных профилей.

Фокус крыла. Возьмем крыло с симметричным профилем, у которого, как известно, центр давления является почти постоянной точкой и находится от передней кромки приблизительно на $1/4$, т. е. на 25% длины хорды (§ 72). Будем приближать крыло к оси вращения до тех пор, пока ц.д. не окажется на оси вращения (рис. 115, а). Путем весовой балансировки можно добиться, чтобы и ц.т. крыла тоже лежал на оси вращения. Следовательно, момент подъемной силы и момент силы веса будут

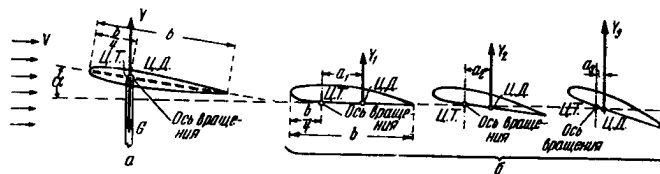


Рис. 115. Безразличное равновесие крыла: а — симметричного; б — плоско-выпуклого

равны нулю и крыло будет в равновесии. А так как у симметричного крыла при изменении угла атаки ц.д. почти не меняет своего положения, то под каким бы углом атаки ни поставили крыло, оно все равно будет в равновесии, т. е. равновесие будет безразличное.

* Слово «фокус» означает центр, средоточие и часто применяется в математике и физике для обозначения какой-либо постоянной характерной точки.

Теперь возьмем крыло другого профиля, например плоско-выпуклое, и поместим ось вращения примерно на $1/4$ длины хорды от передней кромки (рис. 115,б); затем весовой балансировкой добьемся того, чтобы ц.т. крыла находился на оси вращения. Крыло обдувается потоком с постоянной скоростью V , развивая подъемную силу, которая растет с увеличением угла атаки и при этом ц.д. перемещается по хорде вперед, приближаясь к четверти хорды (§ 72). Момент подъемной силы здесь не равен нулю и стремится повернуть крыло вокруг оси вращения (уменьшить угол атаки). И вот оказывается, что на всех углах атаки, если скорость постоянна, этот момент (точнее, коэффициент момента) одинаков, т. е.

$$Y_1 a_1 = Y_2 a_2 = Y_3 a_3 = \dots$$

И если как-нибудь уравновесить этот момент на одном угле атаки, то крыло будет, по-видимому, в равновесии и на других углах атаки, т. е. будет в безразличном равновесии.

Точка, относительно которой аэродинамический момент крыла (точнее, коэффициент момента) одинаков, т. е. не зависит от угла атаки, и называется аэродинамическим фокусом крыла. Фокус крыла — постоянная точка и у всех крыльев находится приблизительно на $1/4$ длины хорды от передней кромки. У большинства профилей фокус лежит на 22—23% САХ.

Ось вращения отдельного летающего крыла является поперечная ось z , проходящая через ц.т. крыла. Поэтому, когда ц.т. крыла будет находиться в фокусе, продольное равновесие будет безразличным. Зная это, можно точнее сформулировать полученный выше вывод об устойчивом и неустойчивом равновесии крыла, а именно: *если ц.т. летающего крыла находится впереди его фокуса, крыло устойчиво, а если позади фокуса, крыло неустойчиво.*

Этот важный вывод дает возможность выяснить, почему и как продольная устойчивость самолета зависит от его центровки. Попутно скажем, какое значение для устойчивости имеет стабилизатор.

Фокус самолета и зависимость устойчивости от центровки. Выше рассматривалась устойчивость отдельного крыла, но обычно, кроме крыла, самолет имеет хвост. Поэтому возьмем модель из двух крыльев на одном стержне (рис. 116), причем заднее крыло сделаем мень-

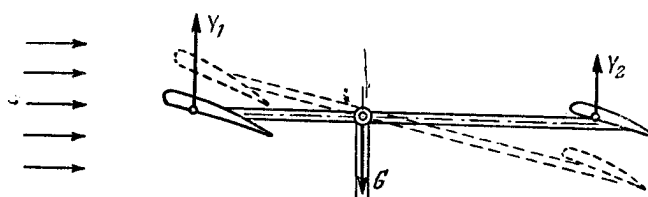


Рис. 116. Схема модели для демонстрации продольной устойчивости самолета

ше переднего. И пусть установочные углы крыльев отрегулированы так, что в потоке модель находится в равновесии. Центр тяжести модели лежит на оси вращения (на шарнире), поэтому момент силы веса равен нулю. Таким образом, будем иметь схему, аналогичную схеме самолета.

Теперь посмотрим, будет ли продольное равновесие модели устойчивым, а если будет, то при каких условиях.

Качнем модель так, чтобы она увеличила угол атаки. Тогда сила Y_1 , увеличившись, даст больший момент, стремящийся еще больше увеличить угол атаки. Следовательно, переднее крыло вызывает неустойчивость. Момент силы Y_2 тоже увеличится (поскольку угол атаки здесь тоже увеличился), но, действуя в обратную сторону, он стремится уменьшить угол атаки.

Следовательно, заднее крыло, создавая стабилизирующий момент, сообщает устойчивость.

Если бы модель качнулась так, что уменьшила угол атаки, то и в этом случае переднее крыло вызовет неустойчивость, а заднее сообщит устойчивость.

У самолета задним крылом является стабилизатор (вместе с рулем высоты). Из сказанного видно, что для продольной устойчивости самолета стабилизатор имеет весьма существенное значение (этим и объясняется его название).

Будет ли модель в целом устойчива или неустойчива — зависит от того, действие какого крыла преобладает: переднего или заднего, т. е. стабилизатора. Предположим, что преобладает действие переднего крыла и модель оказалась неустойчивой. Если будем передвигать шарнир и ц.т. модели вперед (перемещать ц.т. можно, например, при помощи передвижного грузика), одновре-

менно регулируя установочные углы крыльев, то действие заднего крыла будет усиливаться, а переднего — ослабляться. При достижении шарниром и ц.т. некоторой определенной точки модель окажется в безразличном равновесии, а при перенесении шарнира и ц.т. вперед от этой точки появится устойчивость. Следовательно, эта точка, как и у отдельного крыла, обладает тем свойством, что продольный аэродинамический момент относительно нее при неизменной скорости потока постоянен. Иными словами, эта точка и есть аэродинамический фокус нашей модели.

Итак, аэродинамическим фокусом самолета называется точка, относительно которой суммарный аэродинамический момент крыла и горизонтального оперения (точнее, коэффициент этого момента) постоянен, т. е. не зависит от угла атаки.

Где находится фокус самолета?

У нашей модели заднее крыло почти равно переднему, поэтому фокус модели лежит почти посредине между фокусами переднего и заднего крыльев. У самолета горизонтальное оперение по площади в 8—10 раз меньше крыла и, кроме того, оно подвержено действию схода потока крылом, поэтому фокус самолета находится вблизи фокуса крыла (рис. 117).

На основе опыта с моделью можно далее сказать, что положение ц.т. в фокусе самолета дает безразличное равновесие. Поэтому такое положение ц.т. называется нейтральной центровкой.

Безразличное равновесие является как бы границей между устойчивостью и неустойчивостью, поэтому перемещение ц.т. вперед от фокуса самолета увеличивает устойчивость, а назад от фокуса создает неустойчивость.

У большинства современных самолетов расчетная центровка составляет 23—28% САХ (рис. 117).

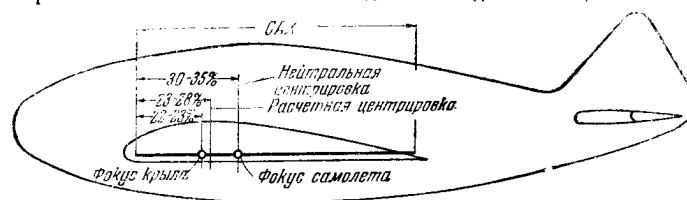


Рис. 117. Зависимость устойчивости от центровки

Итак, для устойчивости самолета его центр тяжести должен находиться перед фокусом самолета.

§ 88. ПРОЯВЛЕНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ В ПОЛЕТЕ

Если в полете самолет упорно стремится пикировать или, наоборот, кабрировать, отчего летчик непрерывно испытывает давление на ручку управления в определенную сторону, то это еще не говорит о неустойчивости, а только о том, что самолет неправильно сбалансирован. Но предположим, что самолет сбалансирован правильно. Тогда, если самолет устойчив, после вынужденного изменения угла атаки он сам вернется на прежний угол атаки.

Неустойчивый же самолет при увеличении угла атаки стремится еще больше увеличить его, а при уменьшении — уменьшить.

Из сказанного можно заключить, что летать на неустойчивом самолете можно (невозможно летать на неуправляемом самолете), но полет утомителен и требует не только физических усилий, но и напряженного внимания. Следует еще сказать, что неустойчивый самолет плохо выходит из отрицательного пикирования и штопора.

Об устойчивости самолета летчик может судить по характеру движения ручкой рулевого управления.

Допустим, что на некотором режиме имеется равновесие и ручка управления стоит нейтрально. Пусть летчик желает уменьшить угол атаки. Для этого он дает ручку управления от себя. Устойчивый самолет под влиянием восстанавливающего момента будет стремиться вернуться на прежний угол атаки, и, чтобы удержать самолет на новом (меньшем) угле атаки, летчик должен, очевидно, оставить ручку управления в положении от себя (рис. 118).

Неустойчивый самолет, уменьшив угол атаки до нужной величины, будет стремиться и дальше уменьшить угол атаки, и, чтобы удержать самолет на нужном угле атаки, летчик должен создать кабрирующий момент, т. е. вернуть ручку в прежнее положение и немного взять ее на себя.

Пусть теперь летчик желает увеличить угол атаки. Для этого он берет ручку управления на себя. Устойчи-

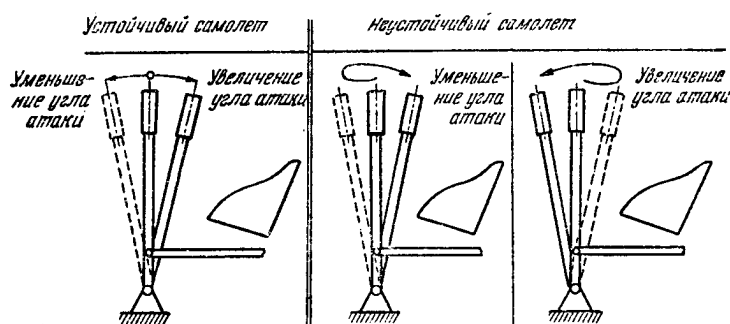


Рис. 118. Движение ручки рулевого управления для изменения угла атаки на устойчивом самолете и неустойчивом

вый самолет будет стремиться вернуться на прежний угол атаки, и, чтобы удержать самолет на новом (большем) угле атаки, летчик должен оставить ручку управления в положении на себя.

Неустойчивый же самолет, увеличив угол атаки, будет стремиться еще больше увеличить его, и летчик, чтобы удержать самолет на нужном угле атаки, должен создать пикирующий момент, т. е. вернуть ручку управления в прежнее положение и дать ее немного от себя за исходное положение.

Из сказанного не следует делать вывода, что на неустойчивом самолете руль высоты имеет обратное действие, но управление рулем, т. е. движения ручкой управления, получаются более сложными.

§ 89. ПОПЕРЕЧНАЯ И ПУТЕВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ САМОЛЕТА

Поперечной устойчивостью называется способность самолета самостоятельно устранять возникший крен.

Путевой устойчивостью называется способность самолета самостоятельно устранять возникшее скольжение.

Поперечная и путевая устойчивости связаны между собой. Но, чтобы получить представление о той и другой, рассмотрим их изолированно друг от друга, причем сначала рассмотрим изолированную путевую устойчивость.

Изолированную путевую устойчивость часто называют флюгерной вследствие сходства поведения са-

молета и флюгера. Если модель самолета, насажденную на вертикальную ось (заменяющую ось y) и помещенную в аэродинамической трубе, отклонить от направления потока на некоторый угол скольжения β (рис. 119,а), то она возвращается в прежнее положение и, как флю-

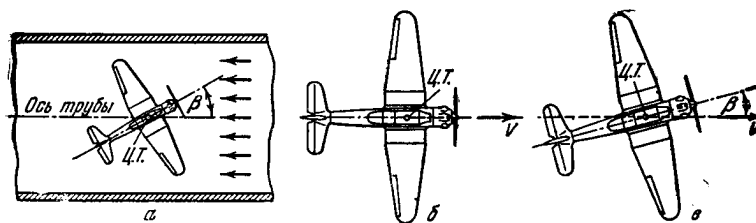


Рис. 119. Путь флюгерная устойчивость самолета: а — схема испытания на флюгерную устойчивость; б и в — флюгерная устойчивость самолета в полете

гер, устанавливается по потоку, т. е. без скольжения. Так же ведет себя и самолет в полете, если рассматривать путьную устойчивость изолированно от поперечной.

Пусть самолет летит прямолинейно с некоторой постоянной скоростью V , причем руль направления стоит нейтрально (рис. 119,б). Предположим, что почему-либо возникло скольжение на правое крыло, отчего у самолета будет стремление накрениться в сторону, обратную скольжению, т. е. на левое крыло. Но допустим, что летчик воспрепятствует этому элеронами, мешать же скольжению не будет. Тогда при движении со скольжением (рис. 119,в) правая сторона вертикального оперения и фюзеляжа окажется под действием встречного потока, т. е. возникнет боковая аэродинамическая сила, момент которой и вернет самолет в прежнее положение путевого равновесия.

Флюгерная устойчивость самолета обеспечивается главным образом вертикальным оперением. Но она также зависит от формы и длины фюзеляжа и от положения ц.г. по длине, т. е. от центровки. Чем больше передняя центровка у самолета, тем больше получается восстанавливающий момент относительно оси y при нарушении путевого равновесия самолета, т. е. тем больше флюгерная устойчивость.

Обратимся теперь к поперечной устойчивости самолета.

Изолированная поперечная устойчивость при накренивании самолета не проявляется. В этом можно убедиться на следующем опыте в аэродинамической трубе.

Пусть модель самолета установлена в потоке (рис. 120,а) так, что может вращаться вокруг оси, проходящей через ее ц.т. и направленной вдоль трубы (т. е. как бы вокруг продольной оси x). Если накреним модель (показано пунктиром), то обтекание ее, очевидно, не

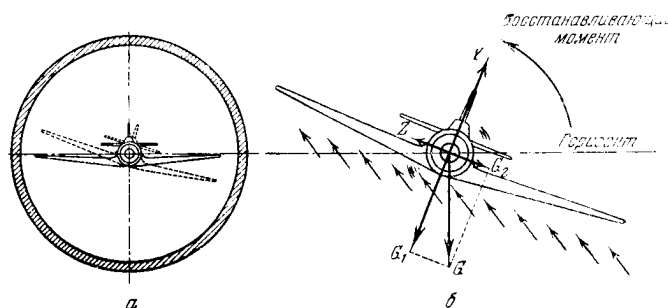


Рис. 120. Поперечная устойчивость самолета: а — схема опыта, показывающего отсутствие поперечного восстанавливающего момента; б — схема возникновения поперечного восстанавливающего момента в полете в результате скольжения самолета

изменится, следовательно, не возникнет никаких восстанавливающих моментов и модель останется в том положении, в какое мы ее накренили.

Но в полете крен всегда сопровождается скольжением и благодаря этому, т. е. косвенным путем, создается момент, восстанавливающий поперечное равновесие. Посмотрим, как это происходит.

Пусть в прямолинейном полете самолет от порыва ветра немного накренился на левое крыло (рис. 120,б). Вследствие этого изменится и направление подъемной силы крыла. Если разложить силу веса G по направлению подъемной силы и перпендикулярно ему, т. е. вдоль размаха крыла, то станет видно, что подъемная сила теперь может уравновесить только одну составляющую силы веса — силу G_1 . Другая ее составляющая — сила G_2 — вызовет скольжение самолета на левое крыло.

Вследствие скольжения возникнет, во-первых, заворачивающий момент (в результате косого обдувания фюзеляжа), который, предположим, летчик рулем направления погасит, не препятствуя крену; во-вторых, подъемная сила левого крыла увеличится, т. е. возникнет момент относительно продольной оси, который и выровняет крен.

С целью улучшения поперечной устойчивости самолета крыльям иногда придают V-образный вид (поперечное V). В этом случае при накренивании самолета у опущенного крыла угол атаки получается больше, чем у поднятого, поэтому восстанавливающий момент получается более значительным.

§ 90. ПОПЕРЕЧНОЕ ДЕМПФИРОВАНИЕ КРЫЛЬЕВ

Остановимся еще на одном явлении, имеющем важное значение для поперечной устойчивости и управляемости самолета.

Пусть самолет начал крениться на правое крыло (рис. 121, а). Тогда, кроме поступательного движения, элементы правого крыла будут двигаться вниз, а левого — вверх, причем скорость движения вниз и вверх будет тем больше, чем дальше от продольной оси находится элемент крыла. Скорость движения вниз W_1 и соответствующую скорость движения вверх W_2 сложим с поступательной скоростью самолета V (по правилу треугольника) и получим результирующие скорости V_1 и V_2 (рис. 121, б). Рассматривая эти схемы и помня, что углом атаки крыла называется угол между хордой и

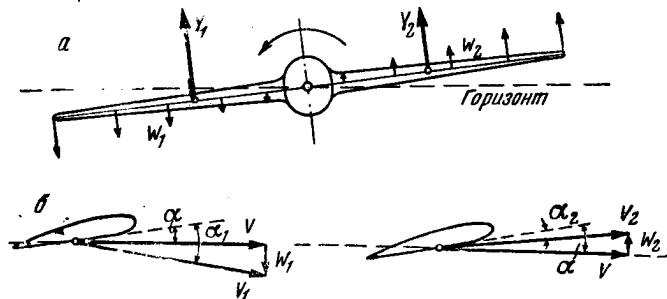


Рис. 121. Поперечное демпфирование (торможение) крыльев

направлением воздушной скорости, заключаем, что при наклоне самолета угол атаки опускающегося крыла увеличивается ($\alpha_1 > \alpha$), а поднимающегося, наоборот, уменьшается ($\alpha_2 < \alpha$); следовательно, подъемная сила опускающегося крыла возрастает, а поднимающегося уменьшается (рис. 121, а), т. е. создается поперечный момент, тормозящий (глушащий) вращение. Этот момент называют поперечным демпфирующим моментом, или моментом поперечного демпфирования*.

Поперечное демпфирование крыльев способствует поперечной устойчивости самолета. В самом деле, если бы торможения крыльев не было, то угловая скорость вращения нарастала бы и самолет, начав крениться, мог бы занять опасное положение до того, как летчик успел бы выправить крен. А если бы летчик сам наклонял самолет, то при отсутствии демпфирования самолет так бы быстро увеличивал бы крен, что летчику трудно было бы соразмерить движения ручкой рулевого управления.

Благодаря поперечному демпфированию крыльев наклонение самолета происходит сравнительно медленно.

Однако при скорости полета, близкой к минимальной, когда угол атаки близок к критическому, поперечное демпфирование крыльев уже отсутствует. Объясняется это тем, что на больших углах атаки коэффициент подъемной силы c_y , приближаясь к своему максимальному значению, уже мало растет; следовательно, небольшая разница в углах атаки полукрыльев уже не дает заметной разницы в их подъемных силах, т. е. демпфирующего момента получиться не может.

При переходе же за критический угол атаки появляется вращающий момент, вследствие чего крылья сами стремятся перейти во вращение (подробнее об этом — в главе о штопоре самолета).

ГЛАВА XI

ВЗЛЕТ И ПОСАДКА

В предыдущих главах было рассмотрено установившееся движение самолета по прямолинейной траектории, т. е. с постоянной скоростью. В этой и последующей

* От немецкого слова «демпфер» — глушитель.

главах разберем различные случаи неустановившегося и криволинейного движения самолета.

§ 91. ВЗЛЕТ САМОЛЕТА (ОБЩЕЕ ПОНЯТИЕ). ЭТАПЫ ВЗЛЕТА И ВЗЛЕТНАЯ ДИСТАНЦИЯ

Взлет самолета есть ускоренное прямолинейное движение с набором скорости и высоты, необходимых для нормального вылета с аэродрома.

Как известно из предыдущего, самолет не может лететь, если скорость его будет ниже минимальной скорости горизонтального полета; у большинства самолетов она превышает 100 км/час. Следовательно, самолет может начать полет только после предварительного разбега.

Этапы взлета и взлетная дистанция. Разбег имеет целью разгон самолета до так называемой скорости отрыва, которая немного больше минимальной. После отрыва от земли осуществляется дальнейший разгон самолета путем выдерживания его в горизонтальном полете над землей (рис. 122,верху) — до тех пор, пока скорость не возрастет до величины, безопасной для подъема. Таким образом, взлет самолета можно разбить

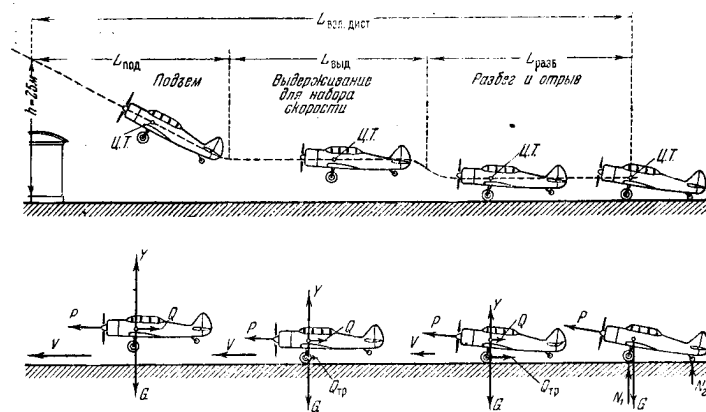


Рис. 122. Взлет самолета:верху — этапы взлета и взлетная дистанция; внизу — силы, действующие на самолет при разбеге и отрыве от земли

на три этапа: 1) разбег и отрыв, 2) выдерживание над землей для набора скорости и 3) подъем на высоту, необходимую для перелета через возможные препятствия на границе аэродрома, равную 25 м*. Эти три этапа составляют (по длине) так называемую взлетную дистанцию. Рассмотрим их отдельно.

§ 92. РАЗБЕГ САМОЛЕТА И ОТРЫВ ОТ ЗЕМЛИ. УСКОРЕНИЕ ПРИ РАЗБЕГЕ. СКОРОСТЬ ОТРЫВА

Разбег есть ускоренное движение. Величина ускорения зависит от соотношения сил, действующих на самолет.

Когда самолет стоит на старте готовый к полету и двигатель работает на малом газе (рис. 122, внизу), на самолет действуют сила веса G , затем равная ей по величине сила реакции земли $N_1 + N_2$ и сила тяги P , которая пока еще недостаточна для преодоления силы трения колес о землю. Но вот летчик дал полный газ, сила тяги преодолевает силы трения и самолет начинает разбег. Почти тотчас же после дачи газа летчик дает ручку рулевого управления от себя и тем самым приподнимает хвост самолета (благодаря действию струи винта на горизонтальное оперение); вследствие этого исчезает трение хвостового колеса, а главное — уменьшается угол атаки, следовательно, уменьшается и коэффициент лобового сопротивления самолета. То и другое облегчает разбег. Сила тяги P в начале разбега много больше силы трения $Q_{тр}$ и лобового сопротивления Q , т. е. разность сил $P - (Q + Q_{тр})$ велика и создает ускорение, поэтому скорость растет. С ростом скорости растут подъемная сила и лобовое сопротивление самолета, силы трения уменьшаются, так как с ростом подъемной силы уменьшается нагрузка на колеса. Когда подъемная сила немного превысит силу веса, самолет отрывается от земли.

Ускорение при разбеге. Ускоренное движение возможно в том случае, если движущая сила больше противодействующих сил. Так как сила тяги P тянет самолет вперед, сопротивление же воздуха Q и сила трения

* Высота 25 м является условной. В других странах (США, Англия и др.) взлет считается законченным на высоте 15 м.

$Q_{тр}$ противодействуют движению, то, очевидно, для разбега необходимо такое неравенство:

$$P > (Q + Q_{тр}).$$

И если из величины силы тяги P вычесть силы сопротивления, то получится некоторый избыток тяги ΔP , который и создает ускорение, т. е.

$$\Delta P = P - (Q + Q_{тр}).$$

По второму закону Ньютона сила, сообщающая телу ускорение, равна произведению массы тела на ускорение. Обозначая массу самолета m и ускорение j , можем написать:

$$P - (Q + Q_{тр}) = mj.$$

Мы получили уравнение движения при разбеге, из которого следует, что ускорение при разбеге должно быть:

$$j_{разб} = \frac{P - (Q + Q_{тр})}{m}.$$

Эта формула показывает, что чем больше будет избыток тяги и чем меньше масса самолета, тем больше будет ускорение при разбеге и, следовательно, тем быстрее самолет наберет скорость для отрыва от земли.

Скорость отрыва. Скорость, которую самолет должен иметь для отрыва от земли, называют скоростью отрыва.

Скорость, при которой самолет уже может лететь, есть минимальная скорость, соответствующая критическому углу атаки, когда коэффициент подъемной силы C_y достигает максимума. На минимальной скорости или очень близкой к ней, вообще говоря, можно произвести отрыв, если при разбеге почти не поднимем хвост самолета и будем совершать разбег на так называемом стояночном угле атаки, т. е. на угле атаки, который самолет с хвостовым колесом имеет при стоянке на земле (рис. 123 и 124). На таком угле атаки самолет будет иметь скорость немного более минимальной. Однако скорость, очень близкую к минимальной, нельзя принять за скорость отрыва, так как на такой скорости самолет имеет недостаточную устойчивость и управляемость. Ввиду этого отрыв производится на несколько большей скорости — приблизительно на 15%

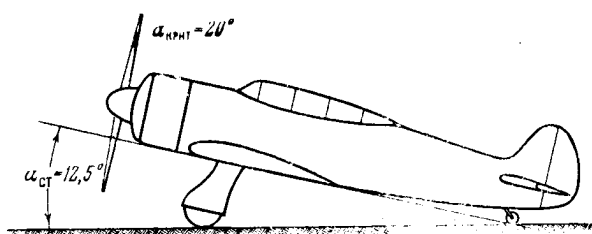


Рис. 123. Стояночный угол атаки самолета Як-18

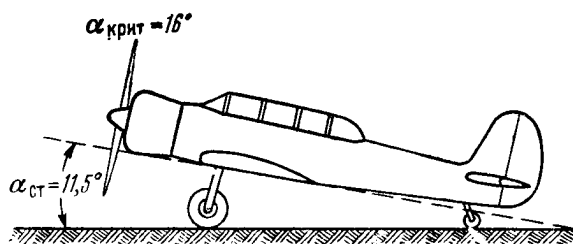


Рис. 124. Стояночный угол атаки самолета Як-11

больше минимальной скорости. Следовательно, скорость отрыва равна:

$$V_{отр} = 1,15V_{мин}$$

МИНИМАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ И СКОРОСТИ ОТРЫВА
(НА УРОВНЕ МОРЯ) САМОЛЕТОВ Як-18 ($G=1050$ кг) и Як-11
($G = 2300$ кг)

Самолет	$V_{мин}$		$V_{отр}$	
	м/сек	км/час	м/сек	км/час
Як-18	28,0	100	32,0	115
Як-11	41,3	149	47,5	171

Итак, скорость отрыва приблизительно на 15% больше теоретической минимальной скорости, т. е. равна практической минимальной скорости (§ 45). Иными словами, скорость отрыва можно считать приблизительно равной экономической скорости горизонтального полета

(§ 50). Таким образом, при нормальном взлете прибор должен показывать примерно экономическую скорость. При достаточном навыке летчик судит о скорости отрыва по управляемости самолета (элероны и рули становятся нормально «чуткими»).

§ 93. ВЫДЕРЖИВАНИЕ САМОЛЕТА ДЛЯ НАБОРА СКОРОСТИ. ВЗЛЕТНАЯ СКОРОСТЬ И ЭТАП ПОДЪЕМА

Экономическая скорость, как известно, не дает самого быстрого подъема; кроме того, и это самое главное, экономическая скорость есть граница между интервалами первых и вторых режимов и поэтому подъем с этой скоростью на малой высоте опасен. Следовательно, тотчас же после отрыва от земли начинать подъем не следует, а надо предварительно набрать скорость, т. е. необходим дальнейший разгон самолета. С этой целью после отрыва летчик выдерживает машину в горизонтальном полете низко над землей.

Посмотрим, как создается ускорение при выдерживании самолета.

К моменту отрыва самолета от земли сила трения колес о землю исчезнет и, следовательно, избыток тяги ΔP (разгоняющая сила) станет равным разности сил $P - Q$. При отрыве эта разность будет невелика, так как к моменту отрыва лобовое сопротивление Q вследствие увеличившейся скорости сильно возрастет. Поэтому тотчас же после отрыва самолета от земли летчик немного уменьшает угол атаки, т. е. чуть-чуть отжимает ручку управления от себя с целью выдерживания машины в горизонтальном полете низко над землей (примерно на высоте 1 м) для набора скорости. С уменьшением угла атаки лобовое сопротивление Q уменьшится и поэтому разгоняющая сила ΔP возрастет.

Таким образом, для выдерживания самолета над землей получим следующее уравнение движения:

$$\Delta P = P - Q = m j_{\text{выд}},$$

откуда

$$j_{\text{выд}} = \frac{P - Q}{m},$$

а так как масса тела равна его весу, деленному на ускорение силы тяжести, то

$$j_{\text{выд}} = g \left(\frac{P - Q}{G} \right).$$

Взлетная скорость и этап подъема. Выдерживание самолета над землей имеет целью увеличение скорости до величины, необходимой для безопасного и быстрого подъема. Такой скоростью является наивыгоднейшая скорость подъема, соответствующая максимальной вертикальной скорости, т. е. максимальной избыточной мощности.

В летной практике иногда выдерживают самолет над землей до несколько меньшей скорости (уменьшая этим этап выдерживания) и переводят самолет на пологий подъем, во время которого скорость постепенно возрастает до взлетной, и уже тогда летчик устанавливает нормальный угол подъема. Однако следует помнить, что, переводя самолет на подъем при скорости, значительно меньшей, чем взлетная, летчик замедлит разгон и, главное, будет вести самолет на режиме, близком к границе вторых режимов. Поэтому в первые секунды подъема будет малый запас скорости, что потребует от летчика напряженного внимания и безупречного пилотирования.

**§ 94. НОРМАЛЬНЫЙ ВЗЛЕТ И ОШИБКИ ПРИ ВЗЛЕТЕ.
ВЗЛЕТ С ПОДРЫВОМ. ВЗЛЕТ С ПОЛУОПУЩЕННЫМ
ХВОСТОМ**

Выше были рассмотрены этапы нормального взлета. При нормальном взлете после подъема хвоста обычно сохраняется примерно экономический угол атаки и разбег осуществляется до тех пор, пока скорость не достигнет скорости отрыва, которая приблизительно равна экономической скорости; тогда подъемная сила уравновесит вес самолета и он сам, без участия летчика, плавно отрывается от земли и в воздухе становится достаточно устойчивым и управляемым. Если при разбеге летчик поднимет хвост самолета немного больше, чем нужно, т. е. разбег осуществляется с углом атаки, немного меньшим экономического, то в этом случае по достижении скорости отрыва самолет сам не отрывается от земли (подъемная сила еще недостаточна), и летчик легким движением ручки управления на себя увеличивает угол атаки, отрывая этим самолет от земли.

При выполнении взлета курсанты нередко допускают грубые ошибки.

К таким ошибкам в начале взлета следует отнести

резкое открытие дросселя и резкий подъем хвоста, что приводит при разбеге к уклонению самолета влево, если винт правого вращения, и вправо, если винт левого вращения.

Пусть на самолете с винтом правого вращения начали разбег, дав полный газ и ручку управления от себя для подъема хвоста (рис. 125,а). При подъеме хвоста

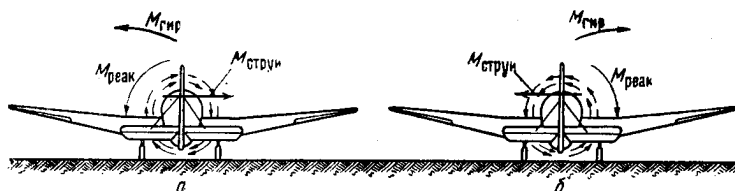


Рис. 125. Возникновение заворачивающих моментов в начале разбега (при поднимании хвоста) самолета: а — с винтом правого вращения; б — с винтом левого вращения

левая сторона вертикального оперения оказывается под действием закрученной струи винта, т. е. аэродинамического момента $M_{струи}$, стремящегося развернуть самолет влево. Реакция вращения винта $M_{струи}$, стремясь наклонить самолет налево, нагружает левое колесо, вследствие чего самолет стремится завернуть тоже влево. Поднимая хвост самолета, мы опускаем его нос, т. е. изменяем плоскость вращения винта, в результате чего возникает гироскопический момент $M_{реак}$, который при правом вращении винта стремится завернуть самолет опять-таки влево (подробнее о гироскопическом моменте — в следующей главе).

Чтобы парировать стремление самолета под действием трех указанных моментов заворачивать влево, нужно, очевидно, создать уравновешивающий момент, а именно: отклонить руль направления вправо, т. е. нажать на правую педаль.

На самолете с винтом левого вращения три указанных момента будут иметь противоположное направление (рис. 125,б) и самолет будет стремиться завернуть вправо, поэтому парировать это стремление надо нажимом на левую педаль.

При резком увеличении числа оборотов двигателя и резком подъеме хвоста суммарный заворачивающий мо-

мент возрастает так быстро, что неопытный летчик часто не успевает парировать его. Поэтому для взлета надо плавно увеличивать обороты и не резко (но и не медленно) поднимать хвост, удерживая самолет от разворота нажимом на соответствующую педаль: на правую — при винте правого вращения (как на самолетах Як-18 и Як-11), на левую — при винте левого вращения.

Другой характерной ошибкой на разбеге является медленный и недостаточный подъем хвоста, что может привести к отрыву самолета на большом угле атаки и малой скорости — меньшей, чем скорость отрыва; поэтому отрыв будет преждевременным, и самолет, оказавшись в воздухе, будет еще недостаточно устойчивым и управляемым.

Однако в некоторых случаях и при соблюдении определенных условий опытный летчик, отступая по необходимости от требований нормального взлета, может с пользой применить отрыв самолета на малой скорости. Это практикуется при так называемом взлете с подрывом и взлете с полуопущенным хвостом.

Взлет с подрывом. Заключается он в том, что разбег совершаем с нормально поднятым хвостом, но не дожидаясь, когда скорость достигнет скорости отрыва, несколько раньше этого увеличиваем угол атаки почти до стояночного (берем ручку управления немного на себя); этим увеличиваем подъемную силу и таким образом отрываем самолет на меньшей скорости, чем при нормальном взлете, а именно: на скорости, соответствующей примерно стояночному углу атаки, лишь немного превышающей минимальную скорость. Это уменьшает длину разбега на 10—15%.

При взлете с подрывом самолет уходит в воздух почти на критическом угле атаки, вследствие чего рули, в особенности элероны, работают недостаточно эффективно, т. е. управляемость самолета плохая. Поэтому в тех случаях, когда приходится прибегать к взлету с подрывом (о них сказано ниже), надо соблюдать следующее:

1. Не подрывать самолет раньше, чем скорость не превысит минимальную.
2. Тотчас же после подрыва, тщательно следя за поперечным равновесием самолета (не допуская ни малейшего крена), уменьшить угол атаки и выдержать са-

молет в горизонтальном полете, чтобы набрать нужную скорость для нормального подъема.

Взлет с подрывом опытные летчики применяют только в тех крайних случаях, когда аэродром, имея свободные подходы, недостаточен по длине для нормального взлета.

Курсантам-летчикам применять взлет с подрывом категорически воспрещается.

Взлет с полуопущенным хвостом. В некоторых случаях, например при вязком грунте, когда есть опасность капотирования, практикуют взлет с полуопущенным хвостом, т. е. при разбеге поднимают хвост самолета очень немного. В этом случае разбег и отрыв происходят на большом угле атаки, близком к стояночному. Поэтому при отрыве от земли нужно внимательно следить за равновесием самолета и затем тщательно выдержать машину над землей, пока она не наберет скорости, нужной для нормального подъема.

При взлете с полуопущенным хвостом подрыв применять нельзя, поскольку отрыв происходит и без того на малой скорости.

§ 95. РАСЧЕТ ДЛИНЫ И ВРЕМЕНИ РАЗБЕГА И ВЗЛЕТНОЙ ДИСТАНЦИИ (ПРИ БЕЗВЕТРИИ)

Длина и время разбега зависят от скорости отрыва и ускорения при разбеге. И если бы ускорение было постоянным, то определить длину и время разбега было бы нетрудно. Разделив скорость отрыва на ускорение, мы получили бы время разбега; затем, умножив его на среднюю скорость при разбеге, получили бы и длину разбега. Но ускорение при разбеге непостоянно, т. е. движение самолета практически неравномерно-ускоренное. Это очень усложняет расчет длины и времени разбега. Поэтому для практических целей обычно применяют приближенный расчет, причем иногда пользуются следующей приближенной формулой:

$$L_{\text{разб}} = 0,004 \frac{V_{\text{отр}}^2}{\frac{KN}{G} - f} \quad (\text{м}),$$

где $L_{\text{разб}}$ — длина разбега в м (при безветрии);
 N — мощность двигателя в л. с.;

$V_{отр}$ — скорость отрыва в км/час;
 K — коэффициент тяги, зависящий от $V_{макс}$ самолета и его винта, приблизительно равный $\frac{480}{V_{макс}}$ (для винта изменяемого шага);
 i — коэффициент трения, зависящий от покрова аэродрома; он составляет: для твердого покрова $i=0,06$, для мягкого грунта $i=0,08$, для песчаной поверхности $i=0,12$, для снега (лыжи) в среднем $i=0,10$ и сильно возрастает при мокром снеге.

Для приближенного определения времени разбега иногда пользуются следующей формулой:

$$t_{разб} = 7,2 \frac{L_{разб}}{V_{отр}} \text{ (сек.)},$$

где $t_{разб}$ — время разбега в сек.;
 $L_{разб}$ — длина разбега в м;
 $V_{отр}$ — скорость отрыва в км/час.

Перейдем теперь к расчету второго этапа взлета — выдерживания самолета низко над землей для набора скорости. В § 93 мы пришли к выводу, что при выдерживании ускорение равно избытку тяги, деленному на массу самолета. При выдерживании избыток тяги мы используем для разгона самолета, т. е. для увеличения скорости от $V_{отр}$ до $V_{взл}$. Если взглянуть на диаграмму потребных и располагаемых тяг, например самолета Як-18 (рис. 60), то нетрудно увидеть, что в интервале между $V_{отр}$ и $V_{взл}$ (т. е. между скоростями 115 и 150 км/час) избыток тяги ΔP изменяется мало и примерно равен его максимальному значению. Следовательно, ускорение при выдерживании можно считать постоянным. Поэтому можно написать:

$$j_{выд} = \frac{P-Q}{m},$$

а так как масса самолета равна его весу, деленному на ускорение силы тяжести, то

$$j_{выд} = \frac{g \Delta P_{макс}}{G}.$$

Определив по этой простой формуле ускорение, нетрудно подсчитать время и длину этапа выдерживания.

Время выдерживания найдем, разделив секундный прирост скорости при выдерживании на ускорение, т. е.

$$t_{\text{выд}} = \frac{V_{\text{взл}} - V_{\text{отр}}}{j_{\text{выд}}} \text{ (сек).}$$

Длину этапа выдерживания найдем, умножив среднюю скорость при выдерживании $\left(\frac{V_{\text{взл}} + V_{\text{отр}}}{2}\right)$ на время выдерживания. Следовательно, получим:

$$L_{\text{выд}} = \frac{V_{\text{отр}}^2 - V_{\text{взл}}^2}{2 j_{\text{выд}}} \text{ (м).}$$

Длину третьего этапа взлета $L_{\text{под}}$ тоже найти нетрудно. Из рис. 126 видно, что в прямоугольном треугольнике

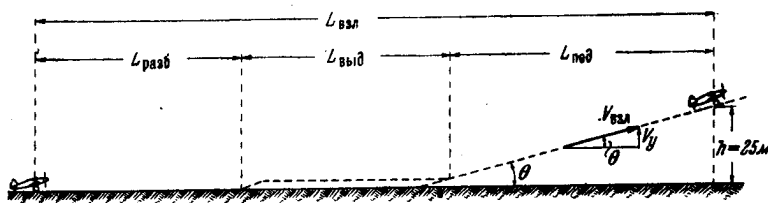


Рис. 126. Схема расчета взлетной дистанции

ке вследствие малой величины угла Θ катет $L_{\text{под}}$ мало отличается от гипотенузы (пути подъема); поэтому можно считать, что

$$\sin \Theta = \frac{h}{L_{\text{под}}},$$

а из треугольника скоростей

$$\sin \Theta = \frac{V_y}{V_{\text{взл}}},$$

следовательно,

$$\frac{h}{L_{\text{под}}} = \frac{V_y}{V_{\text{взл}}},$$

откуда

$$L_{\text{под}} = \frac{h V_{\text{взл}}}{V_y} \text{ (м).}$$

В эту формулу входит вертикальная скорость V_y ; очевидно, надо брать ее максимальное значение, поскольку взлетная скорость соответствует $V_{y \text{ макс.}}$

Расчет взлетной дистанции представляет несомненный интерес для летчика, но практически важным является главным образом расчет длины этапа разбега.

Можно считать, что взлетная дистанция примерно в 2,5—3 раза больше длины разбега.

**§ 96. ВЛИЯНИЕ ВЕСА И ДРУГИХ ФАКТОРОВ НА ДЛИНУ
РАЗБЕГА И ВЗЛЕТНУЮ ДИСТАНЦИЮ**

С увеличением полетного веса самолета длина разбега растет. Причину этого понять нетрудно. Во-первых, с увеличением веса увеличивается скорость отрыва; во-вторых, уменьшается ускорение, поскольку ускорение обратно пропорционально массе. При небольшом увеличении полетного веса длина разбега увеличивается немного, но по мере утяжеления самолета длина разбега все более и более возрастает. С увеличением полетного веса самолета возрастают и другие этапы взлетной дистанции, поскольку уменьшается ускорение и увеличивается потребная скорость.

На длину разбега весьма сильно влияет *состояние поверхности аэродрома*. Чем мягче грунт, тем больше он деформируется под колесами самолета, что ведет к увеличению коэффициента трения. С целью уменьшения его применяют бетонные, металлические и другие взлетные дорожки.

На длину разбега сильно влияет *наклон аэродрома*. Если разбег происходит под уклон, то разгону самолета помогает составляющая силы веса, при разбеге же «на уклон» она, наоборот, противодействует. Естественно поэтому, что разбег под уклон будет короче, а «на уклон» — много длиннее.

На длину разбега и взлетную дистанцию в целом заметно влияет *высота аэродрома над уровнем моря*. С высотой плотность воздуха уменьшается, в результате чего скорость отрыва и взлетная скорость увеличиваются пропорционально высотному коэффициенту (§ 51), что и вызывает увеличение длины разбега и всей взлетной дистанции (следует помнить, что скорости по прибору остаются неизменными). Кроме того, если двигатель невысотный, то уменьшение плотности воздуха ведет к уменьшению мощности двигателя, следовательно, и тяги винта, что также вызывает увеличение длины разбега и взлетной дистанции. Таким образом, при невысотном двигателе взлетная дистанция на высокогорном аэродроме будет заметно больше, чем на обычном

аэродроме (т. е. расположенном на малой высоте над уровнем моря). У высотного двигателя мощность двигателя до границы высотности не падает, поэтому взлетная дистанция удлинится немного.

На взлетную дистанцию сильно влияют *работа силовой установки и шаг винта*. Уменьшение тяги силовой установки по каким-либо причинам, естественно, увеличивает длину разбега и других этапов взлетной дистанции.

На длину разбега и всю взлетную дистанцию влияет, наконец, *ветер*.

§ 97. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ВЗЛЕТ. ВЗЛЕТ С БОКОВЫМ ВЕТРОМ

Взлет, как правило, совершается против ветра, так как встречный ветер сокращает разбег и другие этапы взлетной дистанции и, кроме того, облегчает управление самолетом.

Предположим, что скорость отрыва самолета $V_{отр} = 100$ км/час. Это означает, что когда крылья самолета будут обдуваться встречным потоком со скоростью 100 км/час, то подъемная сила (при угле атаки, соответствующем $V_{отр}$) уравнивает вес самолета и последний легко оторвется от земли. Таким образом, при безветрии самолет для отрыва должен развить скорость относительно земли такую же, как и относительно окружающего воздуха.

Пусть теперь наш самолет разбегается против ветра, скорость которого $W = 36$ км/час; это значит, что когда самолет еще стоит на старте, его крылья уже обдуваются встречным потоком со скоростью 36 км/час. Так как для отрыва необходима воздушная скорость 100 км/час, то, следовательно, не хватает еще $100 - 36 = 64$ км/час. Таким образом, при разбеге против ветра самолет оторвется уже в тот момент, когда его скорость относительно земли будет всего лишь 64 км/час, т. е. будет равна $V_{отр} - W$.

При взлете по ветру получается обратная картина. Когда самолет, начав разбег, достигнет относительно земли скорости 36 км/час, т. е. скорости дующего ему в хвост ветра, то только в этот момент скорость самолета относительно воздуха станет равной нулю. А так

как для отрыва необходимо, чтобы крылья обдувались встречным потоком со скоростью 100 км/час, то самолету эту скорость надо еще развить, и поэтому его скорость относительно земли в момент отрыва должна быть $100 + 36 = 136$ км/час, т. е. должна быть $V_{отр} + W$.

Следовательно, в формулу длины (и времени) разбега при взлете против ветра надо вместо $V_{отр}$ подставить $V_{отр} - W$, а при взлете по ветру подставить $V_{отр} + W$. Таким образом,

$$L_{разб} = 0,004 \frac{(V_{отр} \pm W)^2}{\frac{KN}{G} - f} \quad (м),$$

где минус берем для взлета против ветра, плюс — по ветру. При этом следует помнить, что скорость отрыва и скорость ветра должны быть выражены в км/час.

Длина разбега против ветра получается много меньше, чем по ветру. Длина других этапов взлетной дистанции при взлете против ветра тоже уменьшается, а по ветру увеличивается, так как в первом случае ветер уменьшает путевую скорость самолета, а во втором — увеличивает.

При взлете против ветра самолет в начале разбега лучше управляется, чем при безветрии, так как уже в самом начале разбега обдувается встречным потоком.

При взлете по ветру, наоборот, в начале разбега самолет плохо слушается рулей и элеронов, так как обдувание встречным потоком начинается лишь спустя некоторое время после начала разбега. Кроме того, попутный ветер ослабляет эффект обдувки рулей струей винта — до тех пор, пока скорость самолета достаточно не возрастет. Это обстоятельство и, главное, удлинение разбега и увеличение скорости отрыва относительно земли делают взлет по ветру малопривлекательным, а иногда и опасным. Поэтому надо избегать взлета по ветру, в особенности если он сильный.

Чаще приходится взлетать с боковым ветром.

Взлет с боковым ветром. При боковом ветре самолет еще на старте испытывает некоторое боковое давление (рис. 127,а). Во время разбега скорость ветра, складываясь со скоростью самолета, дает результирующий поток, который имеет большую скорость, но направлен под углом к плоскости симметрии самолета (рис. 127,б). Ес-

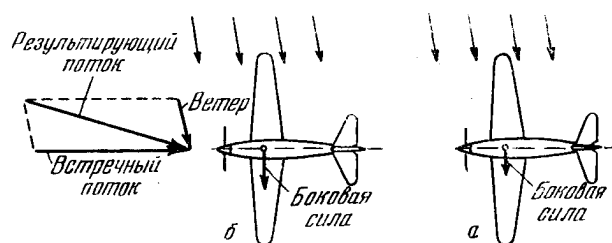


Рис. 127. Влияние бокового ветра на самолет:
а — на старте; б — при разбеге. Возникновение боковой силы

тественно, что от увеличения скорости потока боковая сила возрастет. В результате бокового давления получается снос, которому сначала препятствует трение колес о землю, но оно уменьшается к концу разбега, и тогда снос становится заметным.

Косое обдувание самолета, наличие боковой силы и боковое давление на колеса создают следующие особенности в управлении самолетом при взлете с боковым ветром.

На самолет действует кренящий момент от крыла $M_{кр}$ (рис. 128,а), поскольку движение происходит при косом обдувании самолета, т. е. со скольжением (на нашем рисунке — на правое крыло). Этот момент уравновешиваем моментом элеронов, т. е. даем ручку управления в ту сторону, откуда дует ветер. Тем самым не допустим крена и сохраним ровную нагрузку на колеса. В начале разбега, когда скорость еще мала и действие элеронов малоэффективно, давать ручку в указанную сторону надо довольно много, а по мере нарастания скорости и усиления действия элеронов постепенно приводить ее в нейтральное положение.

Другой особенностью взлета с боковым ветром являются заворачивающие моменты от вертикального оперения и всего самолета.

Вертикальное оперение под действием боковой силы дает момент, стремящийся развернуть самолет *против ветра*, т. е. устранить скольжение (рис. 128,б). Колеса, препятствуя сносу, тем самым дают момент, стремящийся развернуть самолет *тоже против ветра*. Но момент от элеронов, упомянутый выше, стремится раз-

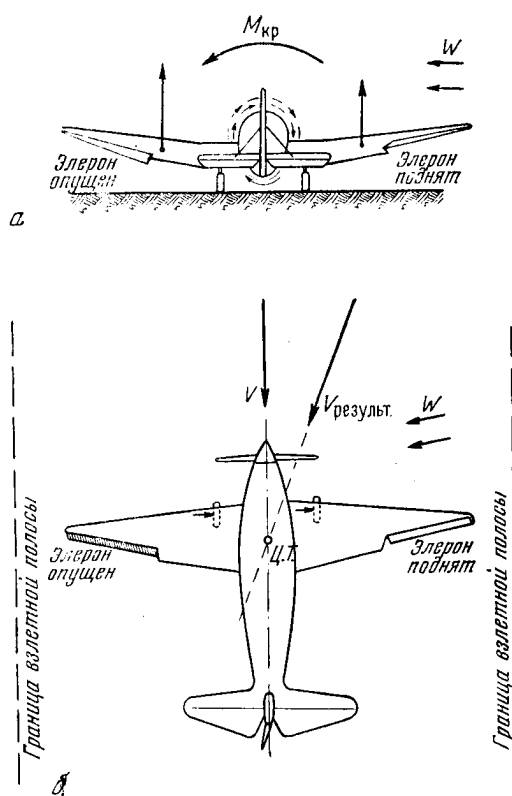


Рис. 128. Взлет при боковом ветре. Уравновешивание элеронами кренящего момента

вернуть самолет по ветру, так как опущенный с подветренной стороны элерон тормозит движение. Этот момент частично уравновешивает два предыдущих, но для полного парирования их (чтобы самолет сохранил направление и не сошел с дорожки) обычно приходится отклонять руль направления в сторону, куда дует ветер, т. е. нажимать на педаль, противоположную отклонению ручки управления (в нашем примере — на левую педаль). Не следует нажимать на педаль преждевременно, но при малейшем заворачивании самолета против ветра надо нажимать на педаль *без промедления*.

После отрыва от земли опять даем ручку управления в сторону, откуда дует ветер, т. е. немного накреним самолет на ветер, одновременно удерживая машину от разворота нажатием на педаль, обратную крену. Крен должен быть только таким, чтобы погашать снос, не больше, иначе самолет может зацепиться о землю крылом. Крен надо сохранять как на этапе выдерживания, так и на этапе подъема.

В заключение обратим внимание еще на одно важное обстоятельство, которое надо учитывать при взлете с боковым ветром.

Рассматривая разворачивающий момент при разбеге с боковым ветром, мы не оговаривали, каким винтом снабжен самолет — правого или левого вращения. А это далеко не безразлично, поскольку работа винта, как было показано в § 80, вызывает при разбеге тоже заворачивающий момент, направление которого зависит от направления вращения винта. Следовательно, этот момент будет либо усиливать, либо ослаблять заворачивающий момент от действия бокового ветра.

Пусть при взлете ветер дует справа и на самолете установлен винт правого вращения (рис. 129, а); тогда на разбеге заворачивающий момент от действия бокового ветра ($M_{\text{вет}}$) и заворачивающий момент от действия винта ($M_{\text{вин}}$) будут иметь противоположное направления и, следовательно, частично или полностью урав-

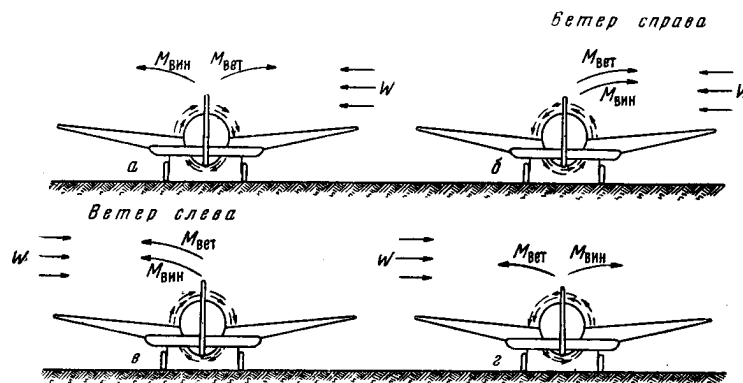


Рис. 129. Разбег при боковом ветре самолета:
а и в — с винтом правого вращения;
б и г — с винтом левого вращения

новесятся. Поэтому *взлет будет нетруден*. Если же самолет снабжен винтом левого вращения, то при ветре справа указанные моменты будут иметь одинаковое направление (рис. 129,б) и поэтому у самолета будет очень сильное стремление развернуться против ветра, т. е. *взлет будет затруднен*.

При боковом ветре, дующем слева, картина получится обратная (рис. 129,в и г).

Таким образом, выгодны только такие комбинации: *винт правого вращения — ветер справа, винт левого вращения — ветер слева*.

§ 98. ПОСАДКА САМОЛЕТА (ОБЩЕЕ ПОНЯТИЕ). ЭТАПЫ ПОСАДКИ

Перед посадкой самолет совершает спуск с работающим на малом газе двигателем, реже — с выключенным. В процессе снижения, после расчета на посадку, летчик выводит самолет на прямолинейную траекторию, направленную к намеченной точке выравнивания самолета. Вблизи земли он выравнивает машину, изменяя наклон

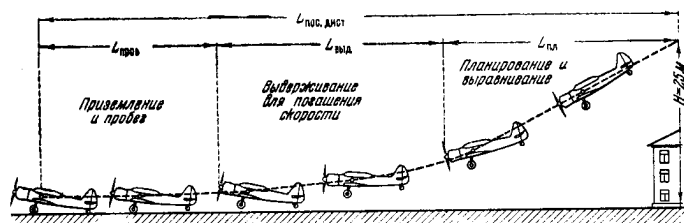


Рис. 130. Посадка самолета: этапы посадки и посадочная дистанция

траектории так, чтобы у самой земли она стала параллельной земле (рис. 130). Так как после выравнивания скорость обычно еще слишком велика для приземления, то летчик старается предварительно как можно больше погасить скорость, выдерживая для этого машину в полете параллельно земле. Когда скорость уменьшится приблизительно до минимальной, самолет после небольшого парашютирования (которого может и не быть) касается земли, после чего бежит по земле до полной остановки.

Следовательно, посадка может быть разбита на сле-

дующие этапы: 1) планирование с высоты 25 м и выравнивание, 2) выдерживание для погашения скорости с парашютированием, 3) приземление и пробег.

Эти три этапа составляют посадочную дистанцию.

§ 99. РАСЧЕТ НА ПОСАДКУ. ОШИБКИ В РАСЧЕТЕ ДАЛЬНОСТИ ПЛАНИРОВАНИЯ. СПОСОБЫ УМЕНЬШЕНИЯ ДАЛЬНОСТИ ПЛАНИРОВАНИЯ

Расчетом на посадку называют маневр для приземления самолета на заданное или намеченное самим летчиком место.

Различают следующие основные виды расчета: 1) с прямой, 2) с разворотом на 90° и 3) с разворотом на 180° . Все виды расчета заключаются в дросселировании двигателя и переходе на планирование в такой момент, чтобы в результате последующего снижения приземлиться на заданное место.

При расчете с прямой летчик подводит самолет к посадочной полосе против ветра и выводит самолет на

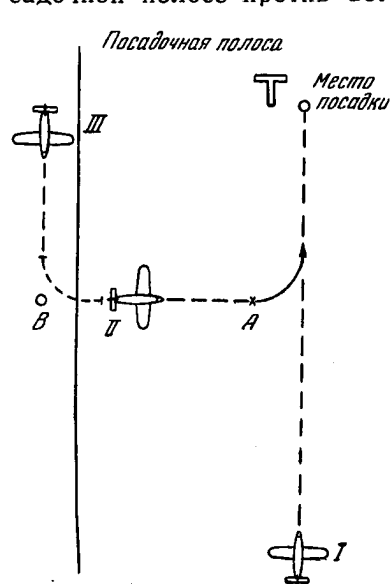


Рис. 131. Схема глазомерного расчета на посадку

прямую, направленную на место посадки, находящееся вблизи посадочного «Т» (рис. 131, I). Если высота значительная, то расчет, естественно, затруднителен, т. е. может оказаться, что самолет не долетит до места посадки или, наоборот, перелетит его.

Расчет с разворотом на 90° проще. В этом случае летчик идет перпендикулярно направлению посадки (рис. 131, II), имея место посадки с наветренной стороны. Над некоторой точкой А он выполняет разворот и, заканчивая его примерно на высоте 150 м (не ниже), выводит самолет

на прямую. Если, направляясь на точку *A*, летчик видит, что у него уже мало высоты, то он может сократить путь, срезав его, т. е. повернув несколько в сторону аэродрома. Если же, наоборот, высота покажется ему еще слишком большой, он может отвернуть немного в сторону от аэродрома (на нашей схеме — вправо). Следовательно, при этом способе летчик может легче вносить коррективы в свой расчет.

Расчет с разворотом на 180° состоит из двух разворотов на 90° в точках *B* и *A* (рис. 131, *III*). Применяя этот способ, следует иметь в виду, что участок до точки *B* самолет, идя по ветру, проходит быстро (особенно, если ветер сильный) и поэтому мало теряет высоты.

Во всех случаях последний разворот должен быть закончен не ниже 150 м, т. е. чтобы на этой высоте самолет был выведен на прямолинейное планирование к месту посадки.

При планировании по прямой нельзя забывать о связи между углом планирования и скоростью планирования. После вывода самолета из последнего разворота надо установить угол планирования, соответствующий наивыгоднейшей скорости (на самолете Як-18 — 150 км/час). При этом проверить, нет ли сноса; если есть, устранить его креном. На высоте около 100 м (не ниже) выпустить щитки. Выпущенные щитки увеличивают подъемную силу и лобовое сопротивление самолета, вследствие чего скорость быстро уменьшится; поэтому необходимо тотчас же увеличить угол планирования и установить нужную скорость (на самолете Як-18 — 130 км/час).

Ошибки в расчете дальности планирования. Курсанты, идя на посадку, часто делают ошибки в расчете при планировании по прямой. Эти ошибки иногда являются результатом того, что летчик, не учитывая скорости ветра, механически пользуется «нацеливанием» на место выравнивания самолета. При безветрии этот ориентир бывает точен только в том случае, если угол атаки равен углу установки крыла, т. е. когда продольная ось самолета направлена по траектории полета (рис. 132, *a*). Но при пологом планировании угол атаки обычно больше угла установки крыла, т. е. ось самолета немного «задрана» относительно траектории полета (рис. 132, *b*) и,

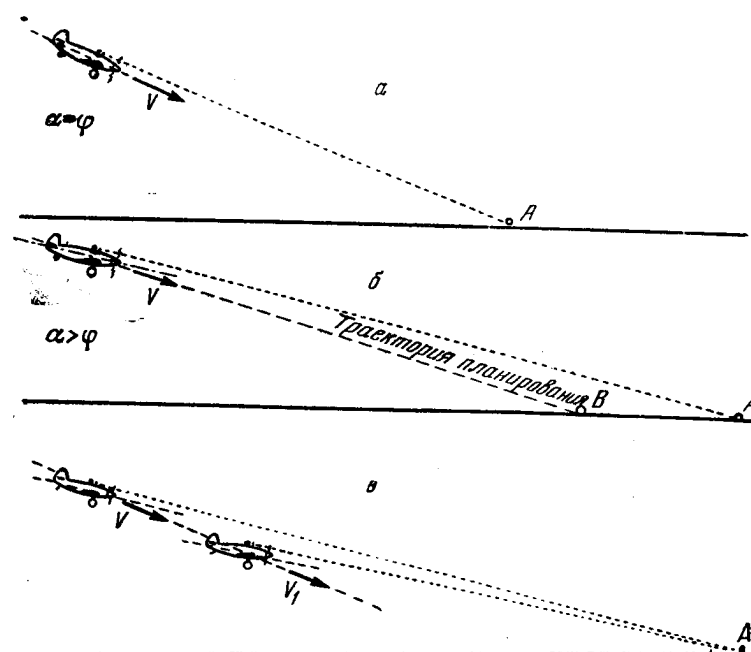


Рис. 132. Ошибки летчика на планировании при «нацеливании» на место выравнивания самолета

следовательно, самолет не долетит до того места, на которое летчик «нацелился». При наличии встречного ветра недолет будет еще больше. И чем сильнее ветер, тем больше будет недолет.

Механически пользуясь указанным ориентиром, начинающие летчики нередко допускают другую, более серьезную ошибку, которая на малой высоте может привести к тяжелой аварии. Видя, что самолет не долетит до намеченного места, летчик невольно задирает самолет (рис. 132, в), т. е. увеличивает угол атаки. В результате скорость падает ($V_1 < V$), самолет переходит в интервал вторых режимов, начинает парашютировать и сваливается на крыло.

Пользоваться указанным ориентиром можно и полезно, но следует учитывать скорость ветра. Планируя против ветра, надо целиться не на точку выравнивания, а на некоторую более дальнюю точку. И чем сильнее ветер,

тем дальше лежит эта «прицельная» точка. При этом нельзя ни на секунду забывать о скорости планирования (следить за ней по прибору) и ни в коем случае не уменьшать скорость ниже заданной. При заходе на посадку следует держать скорость не меньше наивыгоднейшей, чтобы иметь достаточный запас скорости. При сильном порывистом ветре, нарушающем равновесие самолета, полезно иметь еще больший запас скорости.

Правильность расчета на посадку надо стараться определить в начале планирования по прямой. И если расчет оказался неправильным, следует тотчас же принять меры для исправления расчета. Исправить расчет можно уходом на второй круг или же подтягиванием с помощью силовой установки (при недолете) и скольжением (при перелете).

Для ухода на второй круг необходимо увеличить обороты двигателя до максимальных, удерживая самолет от кабрирования движением ручки управления от себя. При достижении нужной скорости (на самолете Як-18—140 км/час) плавно перевести самолет на режим пологого подъема. На высоте около 100 м надо убрать щитки, имея при этом в виду, что вследствие уменьшения подъемной силы крыла самолет теряет высоту (самолет Як-18—около 30 м).

Для исправления расчета подтягиванием путем использования мощности силовой установки (при недолете) надо увеличить обороты двигателя до средних (на самолете Як-18 до 1300 об/мин) и одновременно уменьшить угол планирования, чтобы сохранить прежнюю скорость. После уточнения расчета убрать газ и одновременно перевести самолет в нормальное планирование. Заметим, что подтягивание применяется при незначительной ошибке в расчете.

О скольжении с креном, применяемом для исправления расчета, когда предвидится перелет, сказано ниже.

Способы уменьшения дальности планирования. Планируя к месту посадки по прямой, летчик должен провести самолет на безопасной высоте над возможными препятствиями на границе аэродрома. На рис. 133 нетрудно видеть, что чем выше препятствие и чем меньше угол планирования, тем дальше от препятствия самолет подойдет к земле. Это затрудняет выполнение посадки. Угол планирования можно, правда, увеличить рулем вы-

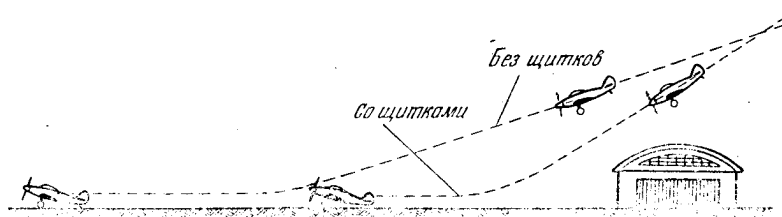


Рис. 133. Угол планирования при подходе к земле с выпущенными щитками и без щитков

соты, т. е. планировать круче, но при ограниченном аэродроме это не дает выгоды, так как с увеличением угла планирования сильно возрастает скорость и поэтому самолет после выравнивания долго летит над землей. С целью увеличения угла планирования без увеличения скорости применяют щитки (или закрылки), пользуясь ими как воздушным тормозом. В некоторых случаях с той же целью практикуют планирование со скольжением.

Напомним, что при значительном отклонении щитков одновременно с увеличением коэффициента подъемной силы еще больше увеличивается коэффициент лобового сопротивления; в результате аэродинамическое качество самолета уменьшается, что и ведет к увеличению угла планирования. При этом, несмотря на более крутое снижение, скорость не увеличивается. Это упрощает расчет посадки и позволяет пользоваться аэродромом меньшей величины.

Итак, выпуская щитки, мы ухудшаем качество самолета и увеличиваем угол планирования, а тем самым уменьшаем дальность планирования. Это выгодно при заходе на посадку. Но при вынужденной посадке (например, вследствие отказа двигателя), когда дальность планирования играет положительную и часто решающую роль для выбора места посадки, спешить с выпуском щитков не следует. Сначала надо планировать без щитков и только при подходе к границе выбранной площадки выпустить щитки.

Теперь рассмотрим планирование со скольжением и креном, которое иногда применяют для увеличения крутизны планирования.

Если при установившемся прямолинейном планировании (рис. 134,а) отклоним руль направления, например, влево (нажмем левую педаль), то самолет начнет скользить вправо и на фюзеляж будет действовать боковая аэродинамическая сила, которая нарушит путевое равновесие самолета, поскольку она ничем не уравновешена. Если же предварительно накреним самолет на правое крыло настолько (рис. 134,б), чтобы составляющая силы веса G_2 , действующая вдоль поперечной оси, была равна и противоположна боковой силе Z (рис. 134,в), то можно получить равновесие сил по оси z . Вследствие косого обдувания самолета лобовое сопротивление возрастет, поэтому качество самолета ухудшится и дальность планирования уменьшится (рис. 134,б).

При скольжении возникают кренящий и заворачивающий моменты (§ 85). В разбираемом случае первый из них будет стремиться выровнять крен, а второй — уничтожить скольжение. Поэтому, совершая планирование с креном и скольжением, необходимо все время уравнивать эти моменты: первый — элеронами, второй — рулем направления (в нашем примере ручка рулевого управления отклонена вправо и дана левая педаль).

Величина отклонения руля направления зависит, естественно, от величины угла крена. Крен не следует давать больше $25-30^\circ$, так как при большом крене

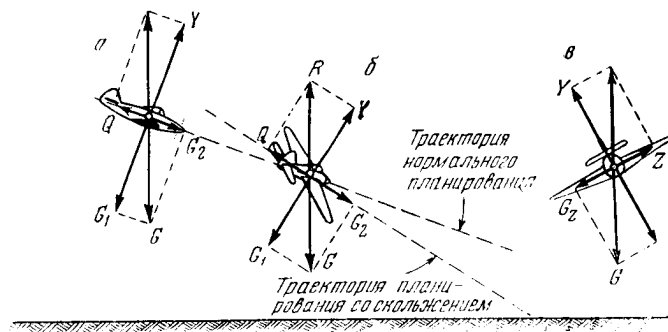


Рис. 134. Планирование со скольжением: а — схема сил при нормальном планировании; б — при планировании со скольжением; в — уравнивание боковой силы

трудно удержать самолет от разворота и опускания носа. Скорость следует держать такую же, как и при нормальном планировании. За скоростью надо внимательно следить, так как вследствие изменения положения капота относительно земли можно незаметно для себя ошибочно выбрать ручку управления и попасть в интервал вторых режимов.

Основное требование к планированию со скольжением — прямолинейность снижения самолета с постоянной скоростью и неизменным креном. При скольжении на самолете Як-18 скорость должна быть 140 км/час, крен — не больше 30°. Прямолинейность при скольжении следует выдерживать не по ориентиру на горизонте, а по линии посадочных знаков. Перед вводом самолета в скольжение необходимо предварительно отвернуть нос самолета на 10—15° в сторону, противоположную скольжению (чтобы траектория планирования со скольжением была продолжением прямолинейной траектории нормального планирования).

Вывод самолета из скольжения должен быть закончен не ниже 50 м, так как при скольжении самолет приобретает инерцию снижения (осадку) и поэтому при меньшей высоте можно не успеть вывести его в режим нормального планирования (самолет может удариться о землю). После вывода из скольжения следует немедленно погасить снос кратковременным креном (5—10°) в сторону, обратную скольжению.

Техника выполнения планирования со скольжением несложна, но так как оно применяется на очень малой высоте, то ошибки опасны. Поэтому, прежде чем выполнять планирование со скольжением у земли, следует отработать его на безопасной высоте и приобрести необходимые навыки и уверенность.

§ 100. ВЫРАВНИВАНИЕ САМОЛЕТА. ВЫДЕРЖИВАНИЕ, ПРИЗЕМЛЕНИЕ И ПРОБЕГ

Выравнивание самолета есть криволинейное движение, имеющее целью погасить вертикальную скорость V_y (рис. 135, I) и перейти на режим выдерживания. Для этой цели с приближением самолета к земле увеличивают угол атаки, вследствие чего полная аэродинамическая сила R самолета становится больше его веса G . Та-

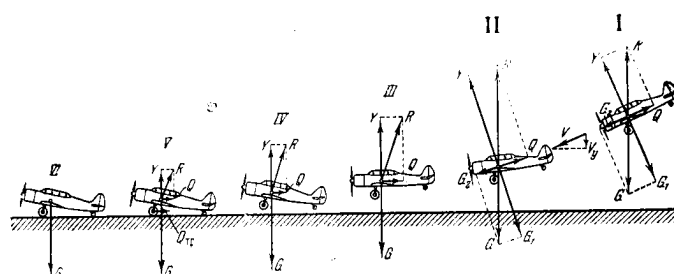


Рис. 135. Действие сил при посадке самолета

ким образом, при выравнивании сила $Y > G_1$ и сила $Q > G_2$ (рис. 135, II). Под действием центростремительной силы $Y - G_1$ создается центростремительное ускорение, направленное вверх, которое искривляет траекторию, пока она не станет горизонтальной и вертикальная скорость не станет равна нулю. В то же время сила $Q - G_2$ тормозит движение, уменьшая скорость самолета, которая при выравнивании, следовательно, падает. Поэтому перед началом выравнивания надо иметь некоторый запас скорости. В этом нетрудно убедиться.

Предположим, что перед выравниванием запаса скорости нет, т. е. самолет планирует на большом угле атаки. В таком случае еще большее увеличение угла атаки в момент выравнивания не даст заметного увеличения подъемной силы, поэтому недостаточным будет и центростремительное ускорение, т. е. вертикальная скорость V_y не будет погашена и самолет может удариться о землю. Последнего можно избежать только в том случае, если выровнять машину у самой земли; но это тоже сопряжено с риском удара о землю.

Однако и очень большой запас скорости также нежелателен. В этом случае, если мы немного запоздаем с выравниванием, центростремительное ускорение может оказаться опять-таки недостаточным и самолет ударится о землю, не успев закончить выравнивание.

Перед выравниванием надо иметь скорость не меньше экономической, но не больше наивыгоднейшей. При этом условии начинать выравнивание тихоходного самолета можно на высоте 5—7 м (быстроходного — на большей высоте) и постепенно закончить выравнивание на высоте около 1 м (рис. 135, III).

Выдерживание, приземление и пробег. Задача летчика при посадке состоит в том, чтобы приземлить самолет без толчка на возможно меньшей скорости. Так как после выравнивания скорость самолета еще очень велика, то выдерживают его почти в горизонтальном полете, стараясь как можно дольше не дать ему коснуться земли (рис. 135, III и IV). Горизонтальный полет возможен лишь при наличии тяги, равной лобовому сопротивлению, здесь же тяга отсутствует, поэтому лобовое сопротивление тормозит движение, уменьшая скорость. Вследствие этого, если не принять мер, падает и подъемная сила. Но для горизонтального полета необходимо, чтобы подъемная сила все время оставалась равной весу самолета. Для достижения этого постепенно (по мере уменьшения скорости) и плавно увеличивают угол атаки, возможно дольше поддерживая равенство $Y = G$. Когда угол атаки дойдет до стояночного, прекращают его увеличение, поэтому самолет больше не сможет продолжать горизонтальный полет и, парашютируя (рис. 135, IV), опустится на землю, коснувшись ее почти без толчка одновременно колесами шасси и хвостовым колесом (рис. 135, V).

Такова правильная посадка самолета с хвостовым колесом, так называемая посадка на три точки.

Когда подъемная сила меньше веса, самолет под действием силы $Y - G$ опускается на землю; это движение и называют парашютированием самолета. Если выдерживание самолета происходит на малой высоте (например, 0,3 м), то парашютирование незаметно и самолет касается земли почти без толчка. Допускать парашютирование с большой высоты нельзя, так как возможна поломка шасси.

Если перед выравниванием запас скорости был велик, то выдерживание самолета в горизонтальном полете получается довольно длительным.

Коснувшись земли, самолет некоторое время бежит по ней, постепенно уменьшая скорость (рис. 135, V). Подъемная сила падает, нагрузка на колеса возрастает, сила трения тормозит все сильнее и самолет останавливается (рис. 135, VI).

С целью уменьшения длины пробега применяют тормоза на колесах.

**§ 101. ПОСАДОЧНАЯ СКОРОСТЬ И СПОСОБЫ
УМЕНЬШЕНИЯ ЕЕ. ВИДЫ ПОСАДОК И ОШИБОК
ПРИ ПОСАДКАХ**

Посадочной скоростью называется наименьшая воздушная скорость самолета в момент касания земли при правильной посадке, т. е. при посадке на три точки. В положении стоянки на трех точках самолет имеет стояночный угол атаки, часто близкий к критическому, поэтому в конце выдерживания самолет имеет скорость, которая определяется величиной коэффициента $c_{y\text{ ст}}$. Эта скорость немного больше минимальной. Но во время парашютирования скорость самолета еще несколько уменьшается, вследствие чего воздушная скорость в момент приземления — посадочная — часто получается меньше минимальной.

Обычно считают, что посадочная скорость на 6% меньше минимальной, т. е.

$$V_{\text{пос}} = 0,94 V_{\text{мин}}$$

или

$$V_{\text{пос}} = 0,94 \sqrt{\frac{2G}{c_{y\text{ макс}} \rho S}} \text{ (м/сек).}$$

У некоторых самолетов стояночный угол атаки значительно меньше критического (например, у Як-11), поэтому посадочная скорость получается равной $V_{\text{мин}}$ или даже немного больше ее. В таких случаях для определения посадочной скорости исходят из величины коэффициента $c_{y\text{ ст}}$ и считают, что

$$V_{\text{пос}} = 0,94 \sqrt{\frac{2G}{c_{y\text{ ст}} \rho S}} \text{ (м/сек).}$$

Для уменьшения посадочной скорости идут по пути увеличения коэффициента $c_{y\text{ макс}}$ с помощью механизации крыла. Если считать, что у простого крыла в среднем коэффициент $c_{y\text{ макс}} = 1,4$, то при отклоненных щитках $c_{y\text{ макс}} = 1,9$. Это дает снижение посадочной скорости примерно на 15%.

Для облегчения посадки и для возможности пользования малыми посадочными площадками весьма желательно было бы всегда иметь небольшую посадочную скорость, но это во многих случаях оказывается неосуществимым, так как желание увеличить быстроходность самолетов заставляет увеличивать удельную нагрузку

на крыло $\frac{G}{S}$, что неизбежно ведет к увеличению посадочной скорости.

Виды посадок и ошибки при посадках. Задача летчика при посадке заключается в том, чтобы, выравнив самолет, довести его до минимальной скорости к тому моменту, когда траектория движения плавно подойдет к земле. В таком случае и получается правильная посадка на три точки (рис. 136, а). Правильная посадка требует хорошего глазомера и прочного навыка, приобретаемого тренировкой. Посадку считают одним из самых трудных элементов полета. Это объясняется не столько сложностью техники выполнения посадки,

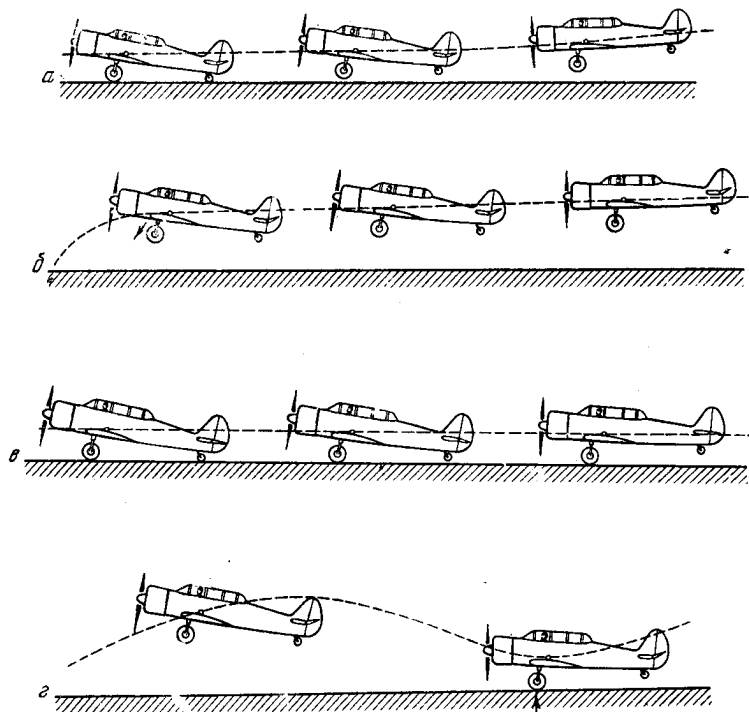


Рис. 136. Виды посадок самолета с двухколесным шасси: а — правильная посадка — на три точки; б — посадка с большим парашютированием («с плюхом»); в — посадка на колеса (на скорости); г — «козел» после неудачной посадки на колеса

сколько чисто психологическими причинами (техника выполнения, например, выража сложнее).

Во-первых, для выполнения посадки летчик располагает ничтожным временем (несколько секунд), поэтому он не должен допустить грубой ошибки, так как не хватит времени для исправления ее. Следовательно, всякое движение рулями, в особенности рулем высоты, должно быть решительным, но в то же время размеренно точным.

Во-вторых, близость земли обычно дает ощущение опасности, если не для жизни пилота, то для целостности машины.

Эти два характерных фактора — кратковременность посадки и возможность аварии — и создают у молодого летчика то напряженное состояние, которое отрицательно сказывается на выполнении посадки.

Из этого, конечно, не следует, что выполнение посадки по трудности на всех самолетах одинаково. Естественно, что чем больше посадочная скорость, а следовательно, и вертикальная скорость планирования (которую приходится гасить), тем большую трудность представляет выполнение посадки. По этой причине посадка, например, самолета Як-11 конечно труднее, чем самолета Як-18.

Нередко начинающий летчик допускает грубые ошибки на посадке.

Если летчик высоко выровнял машину и довел скорость до минимальной, когда траектория полета еще не подошла к земле и колеса находятся на большом расстоянии от нее (рис. 136,б), то получается посадка с очень заметным парашютированием, или, как ее иногда называют, посадка с «плюхом». Если высота парашютирования не слишком велика, то шасси обычно выдерживает удар, в противном случае шасси ломается. Посадка с парашютированием применима в тех случаях, когда приходится садиться на местности, мало пригодной для посадки (например, на пашню) или совсем непригодной (на воду, болото, лес).

Если летчик выровнял машину слишком поздно и колеса уже коснулись земли, а скорость еще значительно больше посадочной, то получается посадка на две точки, так называемая посадка на колеса, или, как ее еще называют, посадка на скорости

(рис. 136,б). Такая посадка проходит благополучно в том случае, если аэродром ровный и летчик достаточно опытный. Дело в том, что самолет, коснувшись колесами земли (даже без толчка), стремится опустить хвост, поскольку центр тяжести находится позади точек опоры — колес; если летчик это допустит, то угол атаки увеличится, подъемная сила станет больше веса и самолет вновь отделится от земли. Чтобы не допустить этого, следует рулем высоты удерживать самолет от опускания хвоста до тех пор, пока скорость не упадет до посадочной. При посадке на колеса на неровном аэродроме возможны сильные толчки. Если от толчка шасси не сломается, то самолет сделает прыжок, т. е. произойдет так называемый «козел» с последующим парашютированием (рис. 136,в).

Если самолет взмыл немного (не выше одного метра), то надо задержать ручку управления и по мере приближения самолета к земле произвести нормальную посадку. Если самолет взмыл более высоко, необходимо небольшим движением ручки управления от себя снизить самолет до высоты примерно 0,75 м и при дальнейшем снижении самолета произвести нормальную посадку.

Следует учитывать, что после взмывания самолет приближается к земле с большей вертикальной скоростью, поэтому, производя посадку после взмывания, надо ручку управления выбирать на себя соразмерно темпу снижения самолета (чем быстрее снижается самолет, тем быстрее надо выбирать ручку), чтобы успеть придать самолету посадочное положение на высоте около 0,25 м. При этом надо следить за сохранением направления, не допуская кренов и перетягивания ручки управления на себя.

В заключение заметим, что посадка на колеса (на скорости), ведущая при слабом встречном ветре к «козлению» самолета, целесообразна при сильном ветре (подробнее — в последнем параграфе этой главы).

§ 102. ДЛИНА ПРОБЕГА И РАСЧЕТ ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ (ПРИ БЕЗВЕТРИИ)

Расчет длины пробега после посадки аналогичен расчету длины разбега при взлете с той лишь разницей, что при посадке ускорение отрицательное. Точный ра-

счет сложен, так как ускорение непостоянно. Приближенный расчет длины пробега основан на применении формулы равномерно-замедленного движения с постоянным средним ускорением:

$$L_{\text{проб}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2j_{\text{ср}}} \text{ (м)},$$

где $V_{\text{пос}}$ — посадочная скорость в м/сек ;
 $j_{\text{ср}}$ — среднее ускорение при пробеге, которое равно примерно 1 м/сек^2 без пользования колесными тормозами и $1,5 \text{ м/сек}^2$ при пользовании тормозами.

Подставляя эти значения в формулу, получим следующие простые формулы для расчета длины пробега:

$$L_{\text{проб}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{2} \text{ (м)}$$

и

$$L_{\text{проб. с торм}} = \frac{V_{\text{пос}}^2}{3} \text{ (м)}.$$

Расчет длины пробега наиболее важен для практики. Но иногда бывает необходим и расчет всей посадочной дистанции. Из рис. 130 видно, что

$$L_{\text{пос. дист}} = L_{\text{пл}} + L_{\text{выд}} + L_{\text{проб}}.$$

Длину этапа $L_{\text{пл}}$ с высоты 25 м нетрудно найти, зная угол атаки или соответствующую ему скорость, поскольку

$$L_{\text{пл}} = HK,$$

где K — качество самолета, соответствующее углу атаки на этапе планирования.

Длину этапа $L_{\text{выд}}$ рассчитать точно нелегко, так как выдерживание самолета над землей представляет собой замедленное движение, причем ускорение является переменным. Для приближенного расчета величину ускорения считают постоянной, что позволяет пользоваться формулой равномерно-замедленного движения. На основе ее применяют следующую приближенную формулу:

$$L_{\text{выд}} = 0,03 (V_{\text{пл}}^2 - V_{\text{пос}}^2),$$

где $V_{\text{пл}}$ и $V_{\text{пос}}$ — скорости самолета в км/час .

§ 103. ВЛИЯНИЕ ВЕТРА НА ПОСАДКУ. ПОСАДКА С БОКОВЫМ ВЕТРОМ

Посадку, подобно взлету, выполняют, как правило, против ветра.

Встречный ветер уменьшает скорость самолета относительно земли во время выдерживания и в момент приземления. Следовательно, посадочная скорость относительно земли уменьшается (посадочная скорость относительно воздуха, о которой шла речь в § 101, остается, конечно, без изменения). Уменьшается скорость самолета и на пробеге, вследствие чего уменьшается и длина пробега. При посадке по ветру получается обратная картина.

Длину при пробеге против ветра и по ветру можно подсчитать по той же формуле, что и без ветра, взяв в числителе вместо скорости $V_{пл}$ разность или сумму скоростей $V_{пос}$ и W ветра:

$$L_{проб} = \frac{(V_{пос} \pm W)^2}{2} (м)$$

и

$$L_{проб. с торм} = \frac{(V_{пос} \pm W)^2}{3} (м),$$

где $V_{пос}$ и W — скорости в м/сек.

Итак, встречный ветер уменьшает посадочную скорость относительно земли, что является фактором положительным. Кроме того, на пробеге встречный ветер делает самолет более управляемым и устойчивым, так как крылья и рули вплоть до полной остановки машины обдуваются встречным потоком.

При посадке против сильного ветра следует сажать машину на колеса, так как посадка на три точки в этом случае не всегда проходит благополучно. Дело в том, что у земли ветер всегда порывист; в этих условиях рискованно подводить машину к земле на малой скорости, когда управляемость и устойчивость недостаточны. Посадка на колеса, т. е. на скорости (при малом угле атаки), гарантирует в этом случае благополучное приземление.

По этой же причине против очень сильного ветра применяют посадку на колеса «на газу», т. е. при подходе к земле убавляют обороты двигателя настолько, чтобы оставалась небольшая тяга для увеличения ско-

рости приземления. Но как только машина коснется колесами земли, газ убирают.

При посадке по ветру посадочная скорость относительно земли увеличивается. Кроме того, примерно на середине пробега сильно ухудшаются устойчивость и управляемость самолета, а к концу пробега, когда скорость самолета относительно земли уменьшается до скорости ветра (относительно воздуха — до нуля), самолет становится совсем неуправляемым. Все это затрудняет выполнение посадки, делает ее рискованной, а при сильном ветре и невозможной.

Посадка с боковым ветром. При боковом ветре самолет летит со сносом относительно земли. Поэтому, планируя по прямой (после последнего разворота) к наметенному месту посадки, надо устранить снос, так как в противном случае самолет за время планирования будет снесен от намеченного места посадки. Для этого на планировании создают крен в сторону, откуда дует ветер (рис. 137), удерживая самолет от разворота рулем направления (нажатием на «обратную» педаль), т. е. осуществляют планирование со скольжением (§ 99). Крен сохраняют при выравнивании и выдерживании самолета, достигая прямолинейности посадки при помощи руля направления. К концу выдерживания ручку постепенно убирают к нейтральному положению — так, чтобы к моменту приземления крен был убран. По мере

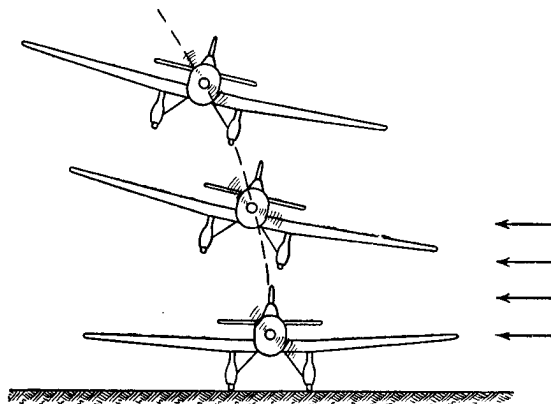


Рис. 137. Посадка с боковым ветром — уничтожение сноса путем скольжения

уменьшения крена постепенно ослабляют нажим на «обратную» педаль.

В самом конце выдерживания у самолета вновь может появиться снос, а так как применять крен для его уничтожения уже поздно и нельзя (самолет заденет крылом о землю или приземлится на одно колесо), то надо непосредственно перед моментом приземления (не раньше) плавным нажимом на педаль в сторону сноса повернуть самолет в направлении фактического движения и тем самым уничтожить боковую нагрузку на шасси.

Во время пробега самолет под действием бокового ветра стремится развернуться против ветра, поэтому надо увеличить нажим на педаль в сторону сноса, одновременно давая ручку управления в сторону, откуда дует ветер (чтобы удерживать самолет от накренения).

ГЛАВА XII

ВИРАЖ И СПИРАЛЬ

§ 104. ОБЩЕЕ ПОНЯТИЕ О КРИВОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ. ВЛИЯНИЕ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО МОМЕНТА ВИНТА. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПЕРЕГРУЗКИ

Для криволинейного движения необходима центростремительная сила. На планировании перед посадкой, чтобы заставить самолет двигаться по кривой, летчик создает центростремительную силу, как мы видели, путем увеличения подъемной силы. Этим же путем можно создать центростремительную силу и в других случаях полета.

Действие рулей в криволинейном полете не меняется, однако управление самолетом имеет некоторые особенности.

Руль высоты в криволинейном полете служит для изменения угла атаки и тем самым — для создания кривизны траектории в плоскости симметрии самолета

(рис. 138). Но работа руля высоты в криволинейном полете несколько отличается от работы его в прямолинейном полете. Дело в том, что самолет, двигаясь по кривой, одновременно поворачивается вокруг поперечной оси, а это приводит, как показывает рисунок, к увеличению угла атаки горизонтального оперения; поэтому оперение создает противодействующий криволинейному полету момент (демпфирующий момент), вследствие чего для увеличения угла атаки самолета приходится больше брать на себя ручку управления.

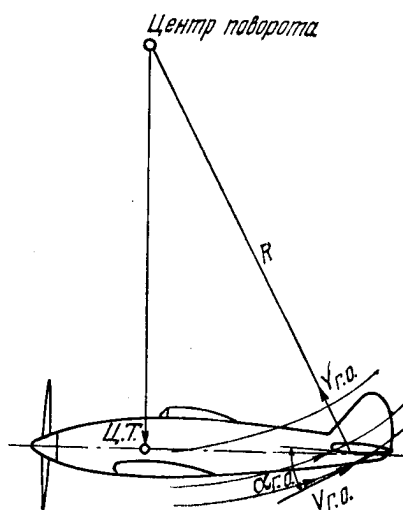


Рис. 138. Противодействие горизонтального оперения криволинейному полету в плоскости симметрии самолета

Рул направления в криволинейном полете, как и в прямолинейном, управляет скольжением самолета. Что же касается работы руля направления, то и здесь (рис. 139) вертикальное оперение создает демп-

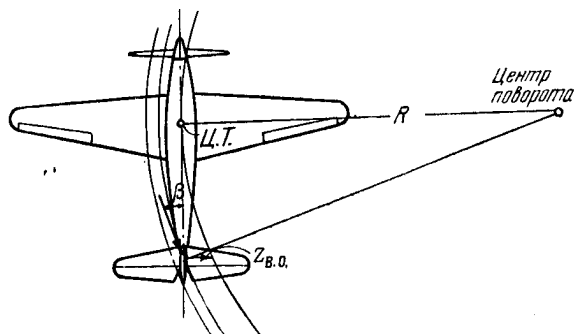


Рис. 139. Противодействие вертикального оперения криволинейному полету в горизонтальной плоскости

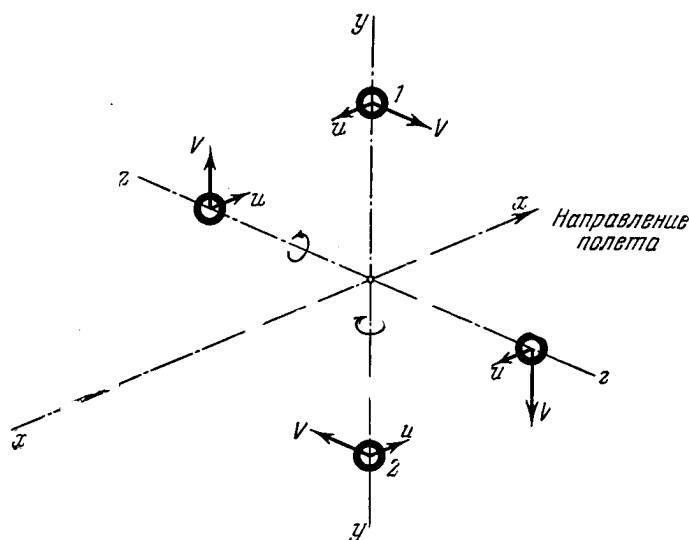


Рис. 140. К объяснению гироскопического действия винта (правого вращения) на самолет

фирующий момент и для противодействия ему приходится отклонять руль направления во внутреннюю сторону кривой.

Влияние гироскопического момента винта. Представим себе, что масса винта правого вращения сосредоточена в двух грузах 1 и 2 (рис. 140). Пусть в тот момент, когда винт находился в вертикальном положении, летчик отклонил руль высоты вверх (взял ручку на себя). Опускание хвоста самолета приведет к тому, что к окружной скорости вращения V грузов (винта) относительно продольной оси x добавится скорость u относительно поперечной оси z . Когда после этого грузы займут горизонтальное положение, то по инерции они будут стремиться сохранить приобретенную при опускании хвоста самолета скорость u . Вследствие этого явления, называемого гироскопическим моментом винта, самолет будет разворачиваться. В данном случае при винте правого вращения опускание хвоста приводит к возникновению правого разворота.

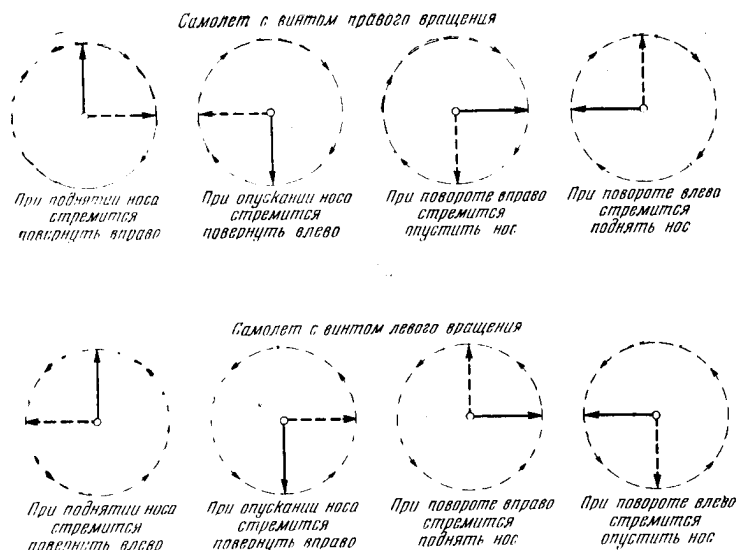


Рис. 141. Гироскопическое действие на самолет винта правого вращения и винта левого вращения

Реакция самолета, возникающая на отклонение рулей из-за гироскопического момента винта, зависит от направления вращения винта и направления перемещения носа самолета (рис. 141).

Таким образом, *направление перемещения носа самолета от действия гироскопического момента винта можно найти, если направление перемещения носа от действия рулей повернем на 90° вокруг оси винта в сторону вращения* (рис. 141).

Влияние гироскопического момента летчик должен парировать при помощи того или иного руля, отклоняя его в соответствующую сторону, т. е. создавая момент, противоположный гироскопическому (например, в случае, изображенном на рис. 140, отклоняем руль направления влево).

Аэродинамические перегрузки. Аэродинамической перегрузкой (n) в полете называется отношение подъемной силы крыльев к весу самолета:

$$n = \frac{Y}{G}.$$

В горизонтальном полете при спокойной атмосфере подъемная сила равна весу самолета, следовательно, перегрузка $n = 1$. В криволинейном полете, когда подъемная сила становится больше веса, будем иметь перегрузку n больше единицы.

Как действует перегрузка на самолет в полете?

Центростремительной силе всегда сопутствует равная ей и противоположная по направлению центробежная сила инерции. Так, если привязать к бечевке камень и вращать его, то сила, которую мы прилагаем к камню, заставляя его двигаться по окружности, является центростремительной силой, сила же, с которой камень действует на нашу руку, является центробежной силой. Наша рука воспринимает эту силу как увеличение веса камня. И если включить между рукой и камнем пружинные весы (безмен), то при вращении камня пружина будет растягиваться, т. е. весы будут показывать как бы увеличение веса камня.

При движении самолета по кривой центростремительной силой является подъемная сила, т. е. сила давления воздуха на крылья, центробежной же силой будет сила давления крыльев на воздух. При этом, как и в опыте с камнем, центробежная сила действует подобно силе тяжести. А так как по величине она всегда равна центростремительной силе, то при увеличении последней возрастает во столько же раз. Таким образом, аэродинамическая перегрузка подобна увеличению веса всех частей самолета.

При наличии перегрузки летчику и пассажирам кажется, что они сами и все вещи на самолете стали тяжелее. Если, например, держать в руке груз в 1 кг, то при перегрузке $n = 3$ будет казаться, что держим груз в 3 кг. Во столько же раз станет «тяжелее» и наше тело. При этом если ручка управления взята на себя и, следовательно, подъемная сила действует на крыло по направлению от его нижней поверхности к верхней, т. е. является положительной, то летчика прижимает к сиденью (рис. 142,а). Если же ручка резко дана от себя и подъемная сила действует на крыло по направлению от его верхней поверхности к нижней, т. е. является отрицательной, то тело летчика отделяется от сиденья и удерживается только ремнями в самолете (рис. 142,б). В первом случае кровь будет отливать от головы к ногам,

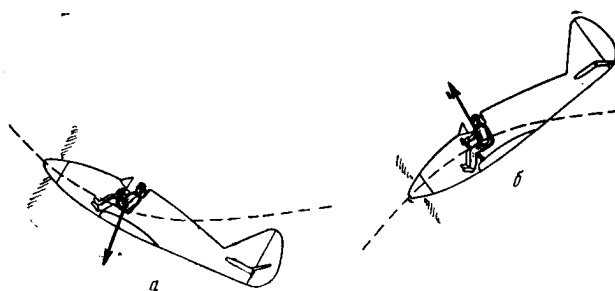


Рис. 142. Действие центробежной силы инерции на летчика:
а — при резком увеличении угла атаки; б — при резком уменьшении угла атаки

во втором — приливать к голове. То и другое может повести к потере сознания, если перегрузка будет чрезмерно велика.

Таким образом, большая перегрузка опасна для прочности самолета и для жизни летчика. Поэтому летчик должен знать ограничения самолета по перегрузкам.

Если на большой скорости резко увеличить угол атаки (резко взять ручку управления на себя), то подъемная сила возрастет — получится большая перегрузка. Максимальная перегрузка получится, очевидно, в том случае, если летчик на скорости V резко увеличит угол атаки до критического. Теоретически максимальную перегрузку можно определить по следующей формуле:

$$n_{\text{макс}} = \left(\frac{V}{V_{\text{мин}}} \right)^2.$$

Следует иметь в виду, что эта формула получена в предположении, что при увеличении угла атаки до критического скорость полета остается равной V . Очевидно, практически такую перегрузку получить нельзя. Уменьшение скорости в процессе увеличения угла атаки приводит к уменьшению перегрузки.

Скорость одного и того же самолета может быть различной. Следовательно, различной может получиться и перегрузка, и чем больше скорость V , тем больше будет и перегрузка. Поэтому на больших скоростях полета, особенно при выходе из пикирования, нельзя брать резко ручку управления на себя.

Для измерения перегрузки устанавливают прибор, получивший название акселерометра. Летчик, руководствуясь показанием этого прибора, может своевременно уменьшить перегрузку, когда она становится опасной для прочности самолета.

Коэффициентом безопасности называется отношение разрушающей нагрузки к эксплуатационной, за которую принимают максимально допустимую в полете. Коэффициент безопасности можно так же определить, как отношение разрушающей перегрузки к эксплуатационной. Обычно в инструкциях указывают величину эксплуатационной перегрузки. Коэффициент безопасности у современных самолетов равен $1,5 \div 2,0$.

§ 105. ВИРАЖИ. ПРАВИЛЬНЫЙ ВИРАЖ, ДЕЙСТВИЕ СИЛ

Виращ* является наиболее распространенным видом криволинейного полета и служит для изменения направления полета. В зависимости от того, на сколько градусов поворачивается траектория полета, указывают угол разворота, например на 90° и на 180° . При тренировочных полетах часто делают виражи на 360° и больше (траектория полета описывает окружность). Надо заметить, что в школьной практике слово *вираж* обычно применяют только в последнем случае, в остальных же случаях чаще применяют слово *разворот*.

Различают два вида виражей: 1) правильные виражи — мелкие и глубокие; 2) неправильные виражи со скольжением.

Правильным виражом называют полет самолета по дуге окружности, лежащей в горизонтальной плоскости, с постоянной скоростью и без скольжения, т. е. когда вектор скорости лежит в плоскости симметрии самолета (рис. 143,а).

Если самолет имеет скольжение во внутреннюю сторону кривой (рис. 143,б) или во внешнюю (рис. 143,в), то направление скорости уже не совпадает с плоскостью симметрии и составляет с ней некоторый угол β . В первом случае скольжение называют внутренним, во втором — внешним.

* Французское слово, означает «поворот».

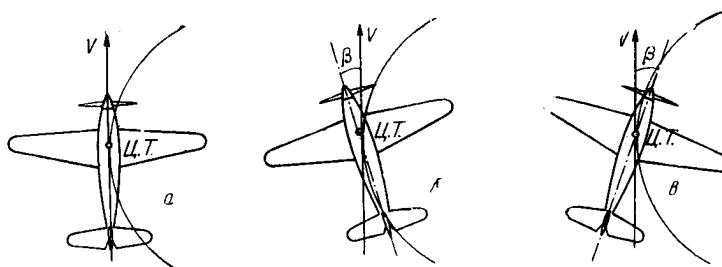


Рис. 143. Схемы виражей: *a* — правильного виража; *б* — виража с внутренним скольжением; *в* — с внешним скольжением

Правильный вираж, действие сил. Для осуществления виража нужна неуравновешенная сила, направленная горизонтально к центру виража, т. е. центростремительная сила. Чтобы получить эту силу, накреним самолет элеронами в сторону виража на некоторый угол γ , который называется углом крена (рис. 144, *a*). В результате этого на тот же угол наклоняется и вектор подъемной силы Y крыла. Разложив эту силу по вертикали и горизонтали, получим две силы: Y_1 и Y_2 . Из них сила Y_1 должна поддерживать самолет (уравновешивать силу веса), а сила Y_2 служить центростремительной силой.

Итак, для осуществления правильного виража подъемная сила должна быть увеличена с таким расчетом, чтобы ее вертикальная составляющая Y_1 могла уравно-

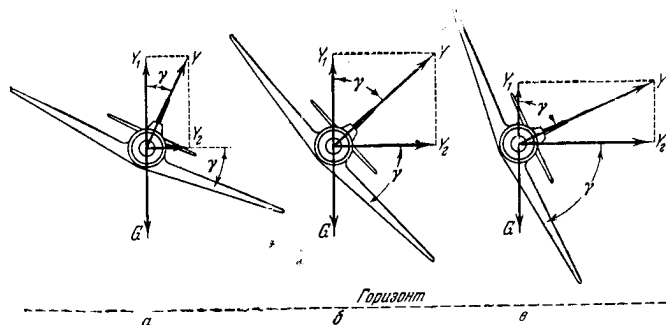


Рис. 144. Схемы сил на виражах: *a* — на правильном мелком вираже; *б* — на правильном глубоком вираже; *в* — на вираже со снижением, когда $Y_1 < G$

весить вес самолета. Этого можно достичь двумя способами: увеличением угла атаки или увеличением скорости полета.

Если этого не сделаем, то вертикальная составляющая Y_1 окажется меньше силы веса (рис. 144,б) и под действием разности сил $G - Y_1$ самолет будет снижаться на вираже, т. е. получится неправильный вираж — со снижением.

§ 106. РАДИУС ВИРАЖА И ЕГО ЗАВИСИМОСТЬ ОТ СКОРОСТИ ПОЛЕТА И УГЛА КРЕНА, ВРЕМЯ ВИРАЖА. ПЕРЕГРУЗКА НА ВИРАЖЕ

Для выполнения виража необходима центробежная сила. Чем меньшего радиуса вираж мы желаем осуществить, тем большую должны создать центробежную силу. Иначе говоря, для уменьшения радиуса виража необходимо увеличить горизонтальную составляющую подъемной силы, но с таким расчетом, чтобы ее вертикальная составляющая оставалась равной весу самолета. Из рис. 144,б видно, что для этого необходимо увеличить крен самолета и одновременно увеличить подъемную силу Y , т. е. угол атаки (или скорость).

Выразим центробежную силу Y_2 через подъемную силу и угол крена (рис. 144,а):

$$Y_2 = Y \sin \gamma.$$

С другой стороны, центробежная сила пропорциональна массе тела, квадрату скорости и обратно пропорциональна радиусу вращения. Следовательно,

$$Y_2 = \frac{mV^2}{R_{\text{вир}}},$$

где m — масса самолета;

$R_{\text{вир}}$ — радиус виража.

Подставляя это выражение вместо силы Y_2 в первую из написанных формул, а вместо подъемной силы Y — ее выражение, получим:

$$\frac{mV^2}{R_{\text{вир}}} = c_y \frac{\rho V^2}{2} S \sin \gamma,$$

откуда

$$R_{\text{вир}} = \frac{2m}{c_y \rho \sin \gamma} \quad (м).$$

Но по второму закону механики масса самолета равна его весу, деленному на ускорение силы тяжести. Подставляя это значение массы самолета в последнюю формулу, получим окончательно:

$$R_{\text{вир}} = \frac{2G}{9,8c_y S \rho \sin \gamma} \quad (м).$$

Эта формула показывает, что:

1) радиус виража будет тем меньше, чем меньше удельная нагрузка $\frac{G}{S}$;

2) радиус виража будет тем меньше, чем больше плотность воздуха ρ ; следовательно, с уменьшением плотности воздуха, т. е. с увеличением высоты полета, радиус виража будет возрастать;

3) радиус виража будет тем меньше, чем больше коэффициент подъемной силы c_y (т. е. угол атаки);

4) радиус виража будет тем меньше, чем больше синус угла крена, т. е. чем больше крен (поскольку синус увеличивается с увеличением угла).

Радиус виража очень сильно зависит еще от скорости полета, хотя она в выведенную формулу не входит, но в формулу входят все факторы, от которых зависит скорость.

На практике иногда бывает необходимость сделать вираж минимального радиуса (например, в воздушном бою). Как его получить?

Из приведенной формулы видно, что для уменьшения радиуса виража надо увеличить c_y . В целях безопасности его нельзя увеличивать больше, чем до $c_{y_{\text{вк}}}$, т. е. примерно $c_y = 1,0$ (см. поляры самолетов Як-18 и Як-11). Далее, для уменьшения радиуса виража согласно формуле надо увеличить крен. Крен можно увеличить до 90° , однако в этом случае подъемная сила, очевидно, не даст вертикальной составляющей для поддержания самолета и, следовательно, самолет будет снижаться. При кренах, близких к 90° (рис. 144, в), вертикальную составляющую мы, правда, получим, но все же она будет меньше силы веса и самолет тоже будет снижаться. Правильный вираж без снижения получается с углом крена не более 65° (приблизительно). Тогда $\sin \gamma = \sin 65^\circ = 0,9$. Подставив указанные приблизительные значения c_y и $\sin \gamma$ в формулу радиуса виража и произ-

ведя подсчет, получим простую формулу для минимального радиуса виража самолетов типа Як-18:

$$R_{\text{вир. мин}} = 0,22 \frac{G}{S^2} (м).$$

Так как самолет может делать виражи на разных скоростях, то надо выяснить, какая зависимость существует между радиусом виража, скоростью полета и углом крена.

При выводе формулы для радиуса виража мы не вводили условия, что вертикальная составляющая подъемной силы Y_1 обязательно должна быть равна силе веса G , что необходимо для правильного виража (следовательно, выведенная выше формула пригодна для вычисления радиуса как правильного, так и неправильного виража — со снижением). Теперь введем необходимое условие для правильного виража, т. е. будем считать, что $Y_1 = G$. Из прямоугольного треугольника на рис. 144,а имеем:

$$Y_2 = Y_1 \operatorname{tg} \gamma.$$

или

$$Y_2 = G \operatorname{tg} \gamma,$$

Подставив опять вместо Y_2 выражение центростремительной силы, получим:

$$\frac{mV^2}{R_{\text{вир}}} = G \operatorname{tg} \gamma,$$

откуда

$$R_{\text{вир}} = \frac{mV^2}{G \operatorname{tg} \gamma},$$

а так как масса самолета $m = \frac{G}{9,8}$, то получим следующее выражение для радиуса правильного виража (рис. 145):

$$R_{\text{пр. вир}} = \frac{V_{\text{вир}}^2}{9,8 \operatorname{tg} \gamma} (м),$$

где $V_{\text{вир}}$ — потребная для виража скорость с данным углом крена в м/сек (о ней говорится в следующем параграфе).

Время виража. Из последней формулы следует, что если мы делаем длительный вираж без снижения с постоянной скоростью, то радиус виража остается посто-

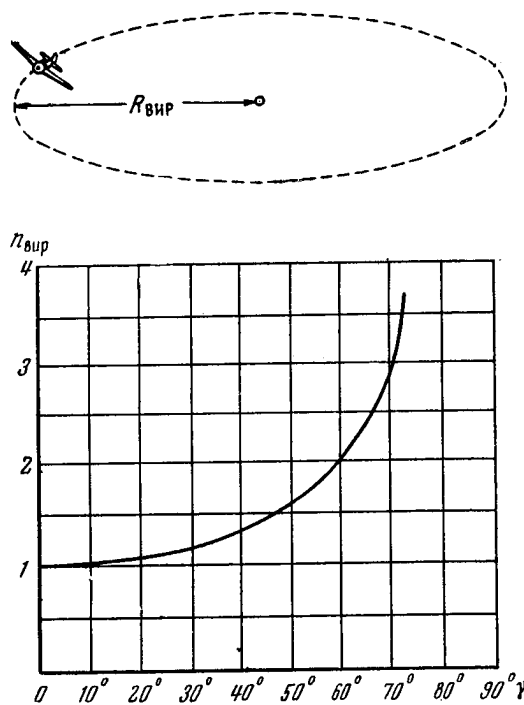


Рис. 145. Радиус правильного виража и кривая изменения аэродинамической перегрузки на правильном вираже в зависимости от угла крена

янным, т. е. самолет описывает в горизонтальной плоскости окружность. Спрашивается: какое время необходимо для совершения такого виража и от каких факторов оно зависит?

Если мы разделим длину окружности $2\pi R_{\text{вир}}$ или $6,28R_{\text{вир}}$ (путь самолета) на скорость самолета $V_{\text{вир}}$ в м/сек, то и найдем, очевидно, время t (в секундах), необходимое для выполнения виража на 360° данного радиуса $R_{\text{вир}}$. Таким образом,

$$t_{\text{вир}} = \frac{6,28R_{\text{вир}}}{V_{\text{вир}}} \text{ (сек.)}.$$

Подставив вместо $R_{\text{вир}}$ найденное выше выражение, получим после сокращения:

$$t_{\text{вир}} = 0,64 \frac{V_{\text{вир}}}{\text{tg } \gamma} \text{ (сек.)}.$$

Как видите, время совершения виража зависит от скорости на вираже и от угла крена.

Пример. На самолете Як-18 выполняют вираж с углом крена $\gamma = 45^\circ$ на скорости $V = 144 \text{ км/час}$. Определить время виража.

Как известно, $\text{tg} 45^\circ = 1$. Скорость $V = 144 \text{ км/час} = 40 \text{ м/сек}$. Подставив эти величины в формулу и произведя подсчет, получим, что $t_{\text{вир}} = 25,6 \text{ сек}$.

Перегрузка на вираже. Для выполнения виража подъемная сила должна быть увеличена, и тем больше, чем больше создаем крен. Отсюда ясно, что на вираже мы будем иметь перегрузку, причем она будет расти с увеличением крена, т. е. с уменьшением радиуса виража. В этом нетрудно убедиться.

На правильном вираже силу веса уравнивает вертикальная составляющая подъемной силы (см. рис. 144). Из рисунка видно, что эта составляющая $Y_1 = Y \cos \gamma$. Следовательно и вес $G = Y \cos \gamma$. Подставив это выражение в формулу перегрузки и сократив на Y , получим формулу перегрузки на правильном вираже:

$$n_{\text{вир}} = \frac{Y}{G} = \frac{Y}{Y \cos \gamma} = \frac{1}{\cos \gamma}.$$

Таким образом, на правильном вираже величина перегрузки определяется только углом крена.

Вычислив подобным образом потребную перегрузку при разных кренах, можно построить кривую изменения перегрузки на правильном вираже в зависимости от угла крена (рис. 145). График показывает, что с увеличением крена потребная перегрузка сначала растет медленно, а потом все более и более быстро.

Выведенная выше формула перегрузки на вираже не всегда удобна, так как она справедлива только для правильного виража, а главное, еще по той причине, что величину крена летчик наблюдает лишь приблизительно. Более удобна для расчета перегрузки на вираже (как правильном, так и неправильном) следующая формула, аналогичная приведенной в § 104:

$$n_{\text{вир}} = 0,75 \left(\frac{V_{\text{вир}}}{V_{\text{мин}}} \right)^2.$$

В эту формулу входят величины, известные летчику (так как скорость $V_{\text{вир}}$ можно брать по прибору). Формула справедлива для всех высот, поскольку прибор при одном и том же угле атаки показывает одинаковую скорость на всех высотах.

§ 107. СКОРОСТЬ НА ВИРАЖЕ. ОШИБКИ НА ВИРАЖАХ

Из предыдущего уже ясно, что для совершения виража необходимо увеличить подъемную силу. Этого можно достичь либо путем увеличения угла атаки, либо путем увеличения скорости полета.

Предположим, что мы летели горизонтально и, начиная вираж, не увеличили угол атаки, т. е. начали вираж, при прежнем коэффициенте подъемной силы c_y . В таком случае необходимо увеличить скорость.

Докажем это и найдем, насколько должна быть увеличена скорость.

Из силового треугольника на рис. 144,а имеем: $Y_1 = Y \cos \gamma$, а так как $Y_1 = G$, следовательно,

$$G = Y \cos \gamma.$$

Подставив вместо Y аэродинамическое выражение подъемной силы, получим:

$$G = c_y \frac{\rho V_{\text{вир}}^2}{2} S \cos \gamma,$$

откуда

$$V_{\text{вир}}^2 = \frac{2G}{c_y \rho S \cos \gamma},$$

$$V_{\text{вир}} = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} \cdot \sqrt{\frac{1}{\cos \gamma}}.$$

Первый множитель представляет собой скорость горизонтального полета, поэтому можем написать:

$$V_{\text{вир}} = V_{\text{гор}} \sqrt{n_{\text{вир}}}.$$

Так как перегрузка на вираже всегда больше единицы, то и скорость, потребная для виража, всегда больше скорости, потребной для горизонтального полета при том же угле атаки.

Таким образом, с увеличением угла крена потребная для виража скорость (на том же угле атаки) возрастает. Но отсюда не следует, что для совершения виража надо всегда увеличивать скорость. Если до виража мы

летели на малом угле атаки, т. е. на большой скорости, то для совершения виража увеличиваем угол атаки. Если же до виража мы летели на большом угле атаки, т. е. на малой скорости, то увеличивать угол атаки (без риска свалиться на крыло) уже не можем и должны увеличить скорость (соответственно углу крена, как было показано выше). В последнем случае курсанты нередко допускают ошибку: скорость на вираже оказывается недостаточной, а это ведет иногда к потере скорости. Поэтому важно выяснить, какая минимальная скорость допустима на вираже.

В горизонтальном полете практически минимальной скоростью является экономическая скорость (§ 50). Но для совершения виража ее надо увеличить соответственно углу крена (согласно найденной выше формуле). Следовательно,

$$V_{\text{эк. вир}} = V_{\text{эк. гор}} \sqrt{n_{\text{вир}}}.$$

Эта скорость и есть практически минимальная скорость, допустимая на вираже, т. е. начиная вираж с тем или иным креном, мы должны иметь скорость не менее $V_{\text{эк. вир}}$.

Для определения этой скорости можно пользоваться графиком (рис. 146), показывающим необходимое увеличение экономической скорости на вираже в зависимости от угла крена.

С увеличением высоты потребная для выполнения виража скорость, естественно, возрастает пропорционально высотному коэффициенту, следовательно, возрастет и минимальная допустимая скорость на ви-

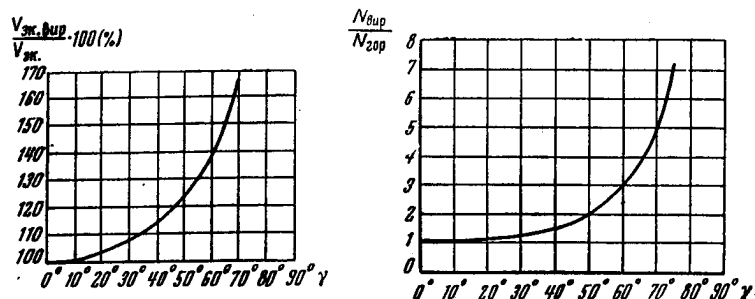


Рис. 146. Увеличение экономической скорости на вираже и потребной для виража мощности в зависимости от угла крена

раже. При этом следует помнить, что на высоте скорость по прибору остается неизменной (при неизменном угле атаки). Поэтому, выполняя вираж на высоте, мы должны держать ту же скорость по прибору, которая нужна для данного виража у земли (при том же полетном весе самолета).

С увеличением полетного веса потребная скорость возрастает пропорционально квадратному корню из отношения увеличенного веса к прежнему (§ 53). Естественно, что в таком же отношении возрастает и скорость, потребная для виража, следовательно и минимальная допустимая скорость на вираже (как истинная, так и по прибору). Если самолет перегружен, то глубокие виражи даже опытным летчикам делать не рекомендуется, в особенности на малой высоте.

Ошибки на виражах. Если летчик летел на малой скорости и, начиная вираж, не увеличил предварительно скорость соответственно заданному крену, то после ввода в вираж скорость окажется недостаточной, т. е. меньше потребной для виража. В результате этого вертикальная составляющая подъемной силы окажется меньше веса и самолет начнет снижаться на крыло, причем это движение будет ускоренным. Действие потока на вертикальное оперение создаст поворачивающий момент, который вследствие крена заставит самолет опускать нос, пока самолет не перейдет в пикирование. При наличии достаточной высоты это неопасно, так как из пикирования нетрудно вывести самолет в нормальный полет, и получится лишь неудавшийся вираж. Если же высота мала, то возможна авария.

Попутно с описанной ошибкой иногда допускают и другую, которая на малой высоте более опасна. Начиная глубокий вираж с недостаточной скоростью, летчик, заметив, что на вираже самолет начинает снижаться, берет ручку управления на себя, т. е. еще больше увеличивает угол атаки. И если до виража угол атаки уже был большой, то теперь он может оказаться близким к критическому. В результате самолет после сваливания на крыло срывается в штопор.

Из сказанного мы должны сделать вывод, что ниже безопасной высоты при выполнении виража (разворота) с большим креном надо соблюдать большую осторожность.

**§ 108. ТЯГА И МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНЫЕ ДЛЯ ВИРАЖА.
ПРЕДЕЛЬНЫЙ НАИВЫГОДНЕЙШИЙ ВИРАЖ**

Увеличивая подъемную силу на вираже путем увеличения угла атаки или скорости полета, мы тем самым увеличиваем и лобовое сопротивление самолета. Поэтому тяга и мощность, потребные для виража, должны быть, очевидно, больше, чем для горизонтального полета.

Как и в горизонтальном полете, тяга на вираже равна лобовому сопротивлению. Следовательно,

$$P_{\text{вир}} = c_x \frac{\rho V_{\text{вир}}^2}{2} S.$$

Из § 107 известно, что скорость на вираже $V_{\text{вир}} = V_{\text{гор}} \sqrt{n_{\text{вир}}}$; следовательно, $V_{\text{вир}}^2 = V_{\text{гор}}^2 n_{\text{вир}}$. Подставляя это значение в выражение потребной тяги, получим:

$$P_{\text{вир}} = c_x \frac{\rho V_{\text{гор}}^2 \cdot n_{\text{вир}}}{2} S,$$

или

$$P_{\text{вир}} = P_{\text{гор}} \cdot n_{\text{вир}}.$$

Потребная мощность равна произведению потребной тяги на скорость, поэтому можем написать:

$$N_{\text{вир}} = P_{\text{гор}} \cdot n_{\text{вир}} \cdot V_{\text{гор}} \sqrt{n_{\text{вир}}},$$

или

$$N_{\text{вир}} = N_{\text{гор}} \sqrt{n_{\text{вир}}^3}.$$

Пользуясь последней формулой, можно вычислить потребную для виража мощность при различных углах крена и затем построить кривую зависимости потребной на вираже мощности от угла крена. Такой график дан на рис. 146. По оси абсцисс отложены углы крена, а по оси ординат — числа, показывающие, во сколько раз потребная мощность на вираже превосходит потребную мощность в горизонтальном полете (при том же угле атаки). Например, при крене 20° потребная для виража мощность лишь немного больше потребной для горизонтального полета; при крене 50° она уже в 2 раза больше, при крене в 60° — в 3 раза, а при крене 70° — в 5 раз. Следовательно, с увеличением крена потребная мощность увеличивается сначала медленно, а потом все более резко.

Таким образом, для совершения виража необходимо иметь избыток мощности, и тем больший, чем больше крен, т. е. чем меньше желаем получить радиус виража.

Предельный наивыгоднейший вираж. Если при выполнении виража все более увеличивать крен, то наступит момент, когда для виража потребуется вся мощность силовой установки и, следовательно, дальнейшее увеличение крена вызовет снижение самолета, т. е. правильный вираж уже будет невозможен. Вираз, при котором для сохранения высоты при максимальном крене используется вся мощность силовой установки, называют предельным наивыгоднейшим виразом.

Предельный вираз с максимальным углом крена можно выполнить только на определенном угле атаки и соответствующей скорости. Точно так же предельный вираз минимального радиуса и предельный вираз с минимальным временем выполнения соответствуют определенным и притом разным углам атаки, следовательно, и разным скоростям. Но если поставить условие, что ради безопасности скорость на вираже должна быть не меньше $V_{\text{эк. вир.}}$, то виражи с максимальным креном, минимального радиуса и в минимальное время практически получаются на одной скорости, а именно: на $V_{\text{эк. вир.}}$.

С подъемом на высоту избыток мощности силовой установки уменьшается. Поэтому максимальный угол крена будет тоже уменьшаться, радиус виража будет расти, будет расти и время виража. По достижении потолка самолета избыток мощности становится равным нулю, а так как без избытка мощности правильный вираз сделать невозможно, то на потолке вираз даже с самым малым креном без снижения невозможен.

§ 109. УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ И РАБОТА РУЛЕЙ НА ПРАВИЛЬНОМ ВИРАЖЕ

Для выполнения виража самолет нужно накренить, но этого еще недостаточно. В результате крена создается центростремительная сила и самолет начинает двигаться по кривой, но демпфирующий момент вертикального оперения противодействует развороту (§ 104). Поэтому, накреняя самолет элеронами, мы должны одновременно отклонить руль направления в сторону виража.

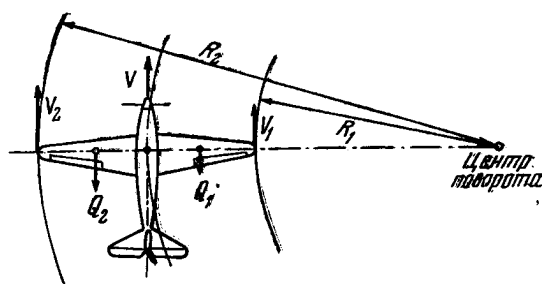


Рис. 147. Уравновешивание противодействующих выражу моментов рулем направления

Это необходимо еще и по другой причине.

На вираже внешнее полукрыло движется по кривой большего радиуса, чем внутреннее, поэтому скорость его больше (рис. 147); следовательно, подъемная сила и лобовое сопротивление внешнего полукрыла оказываются тоже больше, чем внутреннего. К чему ведет разница подъемных сил крыльев, поясним ниже, разница же лобовых сопротивлений дает момент относительно нормальной оси y , стремящийся повернуть самолет в сторону, обратную виражу.

Оба указанных противодействующих выражу момента и уравниваем рулем направления, отклоняя его в сторону виража.

Таким образом, для совершения правильного виража (с креном $30-45^\circ$) надо увеличить скорость, а затем плавно дать ручку рулевого управления и педаль в сторону желаемого виража. По достижении нужного крена и необходимой угловой скорости ручку управления, а также слегка и педаль приходится отжимать в обратную сторону. Объясняется это следующим.

На вираже подъемная сила внешнего крыла получается больше, чем внутреннего, т. е. возникает момент относительно продольной оси, стремящийся увеличить крен; чтобы парализовать этот момент, и приходится по достижении заданного крена отжимать ручку в обратную сторону. Но, отжимая ручку в обратную сторону, мы уничтожаем одну из указанных выше причин, требующих отклонения руля направления в сторону виража; вот почему одновременно с ручкой надо слегка отжать и педаль в обратную сторону. Нажим на ручку и

педаль в обратную сторону должен быть тем больше, чем энергичнее мы осуществляем ввод самолета в вираж. После того как ввод закончен, крен, положение капота относительно горизонта и угловую скорость (вращение капота по горизонту) сохраняем постоянными.

Для вывода самолета из виража ручку управления и педаль даем в сторону, обратную виражу.

Выполнение глубоких виражей с креном 60° более сложно и требует строгой координации движений руля-ми и рычагом газа.

Ввод самолета в глубокий вираж сначала производим так же, как и в мелкий (предварительно увеличив скорость соответственно крену), т. е. одновременным движением ручкой и педалью в сторону виража. По мере увеличения крена увеличиваем и тягу силовой установки с таким расчетом, чтобы при крене 45° был дан полный газ. Когда крен приближается к 45° , положение самолета относительно горизонта изменяется так, что рули как бы меняются местами; поэтому отклонение руля направления в сторону виража будет создавать теперь пикирующий момент, для получения же прежнего эффекта этого руля, т. е. для создания угловой скорости, мы должны немного отклонить в сторону виража руль высоты. Таким образом, с приближением крена к 45° для вращения самолета немного выбираем ручку рулевого управления на себя, а педаль, данную при вводе в сторону виража, теперь убираем и удерживаем самолет по горизонту нажимом на «обратную» педаль. Таким путем доводим крен до 60° . Чтобы самолет не увеличивал крена, «поддерживаем» его ручкой управления в сторону, обратную крену.

На глубоком вираже, беря ручку управления немного на себя, мы рулем высоты заставляем самолет вращаться в горизонтальной плоскости, причем основная функция руля высоты — изменять угол атаки — остается неизменной. Беря ручку на себя при выполнении глубокого виража, мы увеличиваем угол атаки (это и необходимо для увеличения подъемной силы и ее составляющей — центростремительной силы), который при этом получается близким к экономическому. Если мы больше, чем следует, возьмем ручку на себя, угол атаки станет больше экономического и, следовательно, скорость упадет ниже $V_{\text{эк. вир.}}$. В результате этого возможно

нарушение обтекания крыла, потеря управляемости и, несмотря на относительно большую скорость, срыв в штопор. Брать ручку на себя следует соответственно крену.

Из предыдущего известно, что для виража с креном $60-65^\circ$, т. е. предельного виража, требуется полная мощность силовой установки. Поэтому, вводя самолет в глубокий вираж, мы должны дать полный газ заблаговременно, а именно: при крене около 45° , т. е. в то время, когда берем ручку управления на себя. Если же не дать полной мощности, вираж получится со снижением.

В заключение заметим, что поведение самолета на правых и левых виражах неодинаково. Если на самолете стоит винт правого вращения (как на Як-18 и Як-11), то на правом вираже под влиянием гироскопического момента винта самолет стремится опустить нос, а на левом — поднять нос (самолет с винтом левого вращения ведет себя наоборот). Если мы этого учитывать не будем и не придержим машину соответствующей педалью, то на глубоких виражах стремление опустить нос может повести к «зарыванию» самолета, а стремление поднять нос — к «взмыванию». То и другое (особенно последнее) может кончиться штопором.

О правильности виража и отсутствии скольжения летчик может судить по нескольким признакам: 1) скорость на вираже увеличена соответственно крену; 2) летчик не чувствует никакого неудобства от накренения самолета, его лишь прижимает к сиденью; он сидит прямо, не отклоняясь к какому-либо борту, потому что равнодействующая сила веса и центробежной силы лежит в

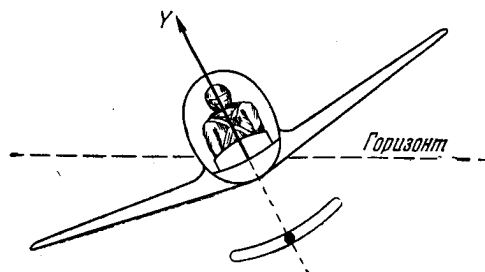


Рис. 148. Положение шарика указателя скольжения и тела летчика на правильном вираже

плоскости симметрии самолета (рис. 148); 3) по этой же причине шарик указателя поворота и скольжения стоит в середине трубки; 4) задувание как справа, так и слева отсутствует.

§ 110. НЕПРАВИЛЬНЫЕ ВИРАЖИ СО СКОЛЬЖЕНИЕМ

Виражи со скольжением обычно бывают в результате недостаточной координации движений рулями и рычага газа, т. е. получаются в результате ошибки летчика. Глубокий вираж с внутренним скольжением иногда выполняют и умышленно. Рассмотрим сначала этот вид виража со скольжением.

Если на глубоком вираже, например левом (рис. 149,а), мы настолько увеличили крен, что, несмотря на достаточную скорость, вертикальная составляющая подъемной силы Y_1 стала меньше силы веса, то самолет начнет снижаться. Чтобы восстановить равновесие сил, нажимаем правую педаль, т. е. отклоняем руль направления во внешнюю сторону виража, поднимая этим нос самолета и создавая скольжение на левое — внутреннее — полукрыло (рис. 149,б). Вследствие бокового обдувания фюзеляжа возникает боковая аэродинамическая сила Z (зависящая от угла скольжения β), которая дает добавочную вертикальную силу Z_1 (рис. 149,в). Сила Z_1 складывается с силой Y_1 и сумма этих сил уравнивает силу веса самолета, в результате чего самолет будет способен совершать очень глубокий, почти вертикальный вираж без снижения.

Внутреннее скольжение летчик ощущает (в открытой кабине) по задуванию с внутренней стороны виража. Кроме того, летчик отклоняет в сторону скольжения,

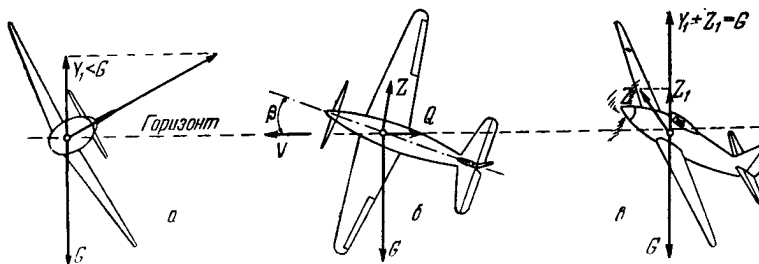
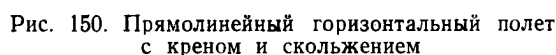


Рис. 149. Глубокий вираж (левый) с внутренним скольжением



Мы рассмотрели вираж с внутренним скольжением при большом крене. Если же дать внутреннее скольжение (обратную педаль) при малом крене (рис. 150), то боковая сила Z будет противодействовать центростремительной силе, следовательно и виражу. И если сила Z уравнивает центростремительную силу, то самолет, несмотря на крен, будет лететь по прямой — со скольжением на опущенное полукрыло. Такой прямолинейный горизонтальный полёт с креном и скольжением аналогичен прямолинейному планированию с креном и скольжением.

284

Z , которая начинает играть роль центостремительной силы, и под действием ее самолет начинает описывать криволинейную траекторию влево. Если разложить силу тяги P по направлению скорости полета (которая касательна к кривой) и перпендикулярно ей, то станет видно, что составляющая тяги P_2 действует тоже как центостремительная сила. Но так как силы Z и P_2 невелики, то траектория полета получится очень большого радиуса, т. е. разворот получится вялым. Если же летчик, желая уменьшить радиус виража, нажимает педаль сильно, то возникает большой кренящий момент во внутреннюю сторону (поскольку подъемная сила правого полукрыла, на которое самолет скользит, возрастает). Чтобы удержать самолет от крена, неопытный летчик резко дает ручку управления в сторону, обратную крену, но обычно это только ухудшает дело, так как опущенный элерон (в нашем примере — левый) тормозит, поэтому самолет еще более увеличивает крен и сваливается на внутреннее полукрыло.

Из сказанного можно заключить, что вираж с внешним скольжением без крена нецелесообразен, а на малой высоте недопустим.

При внешнем скольжении шарик указателя скольжения отклоняется к внешнему борту. Летчик испытыва-

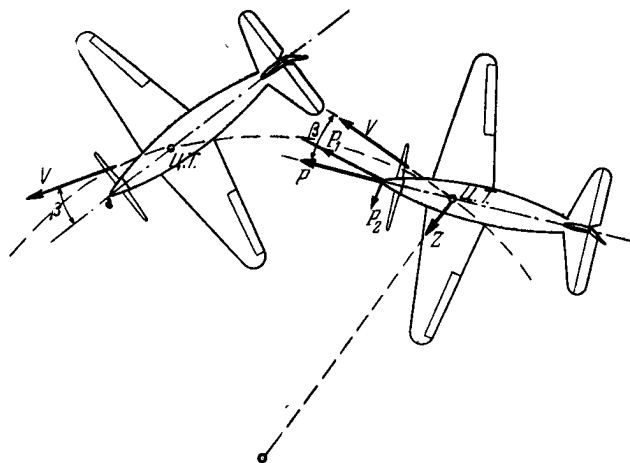


Рис. 151. Плоский вираж с внешним скольжением (с заносом хвоста)

еѣ неудобство оттого, что его отклоняет тоже к внешне-
му борту (это заставляет его невольно отклоняться к
внутреннему борту). Если кабина открытая, летчик ощу-
щает, кроме того, задувание с внешней стороны виража.

§ 111. СПИРАЛЬ, ДЕЙСТВИЕ СИЛ И СКОРОСТЬ НА СПИРАЛИ. НАИВЫГОДНЕЙШАЯ СПИРАЛЬ

Спиралью называется планирование самолета
по винтовой линии (рис. 152,а), т. е. спираль представ-
ляет собой длительный вираж на планировании. Если
крен невелик и радиус спирали довольно большой, спи-
раль называют пологой. Если крен больше 45° и ра-
диус соответственно мал, спираль называют крутой.

Действие сил на спирали в общем то же, что и на го-
ризонтальном вираже, с той лишь разницей, что на спи-
рали сила тяги обычно отсутствует и ее роль выполняет
составляющая силы веса. Точно так же и техника выпол-
нения спирали почти не отличается от техники выполне-
ния виража в горизонтальной плоскости.

Вспомним схему сил при установившемся планирова-
нии (рис. 152,б) и представим себе, что, не изменяя угла
атаки, мы наклонили самолет для выполнения спирали;
тогда подъемная сила Y тоже наклонится и даст состав-
ляющую, направленную внутрь спирали, — центростре-
мительную силу; другая же ее составляющая, направ-
ленная по линии действия силы G_1 , не сможет уравнове-
сить последнюю и поэтому увеличится сила G_2 , а это вы-
зовет увеличение скорости. В результате увеличения
скорости подъемная сила возрастет и снова наступит
равновесие сил (при несколько большей скорости).

Таким образом, скорость на спирали больше, чем
на прямолинейном планировании с тем же углом атаки,
и она должна быть тем больше, чем больше крен и чем
меньше радиус спирали.

Следовательно, если до спирали мы планировали с
малой скоростью, то для выполнения спирали мы долж-
ны предварительно увеличить скорость соответственно
предполагаемому крену и радиусу спирали, т. е. умень-
шить угол атаки, иначе говоря, увеличить угол плани-
рования. При этом летчик обычно ориентируется по по-
ложению верхнего края капота относительно горизонта,
но во избежание ошибки он должен контролировать ско-

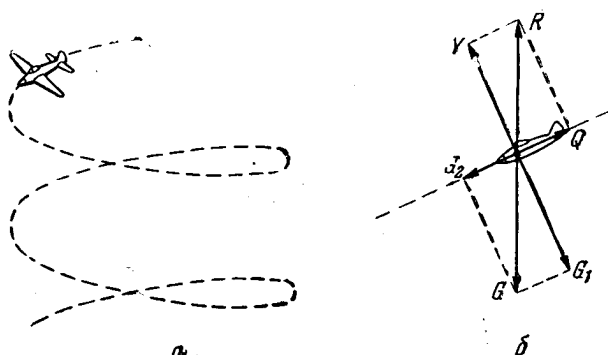


Рис. 152. Спираль на планировании и схема сил при установившемся планировании

рость планирования по прибору. Недостаток скорости ведет к тем же последствиям, что и на горизонтальном вираже, т. е. к сваливанию на крыло и пикированию или штопору.

Нужно также иметь в виду, что на спирали вертикальная скорость планирования тоже больше, чем на прямолинейном планировании с тем же углом атаки, поскольку вертикальная скорость зависит от скорости по траектории, а последняя на спирали увеличена.

Все это относится, разумеется, и ко всякому развороту на планировании, т. е. когда мы делаем только часть витка спирали (например, разворот на 90° , на 180°).

Наивыгоднейшая спираль. Практический интерес представляет спираль, на которой самолет за один виток теряет наименьшую высоту, т. е. когда вертикальная скорость планирования минимальна. Такую спираль называют *наивыгоднейшей*. Напомним, что на планировании по прямой минимальная вертикальная скорость получается при экономическом угле атаки (§ 67). Для наивыгоднейшей спирали требуются крен 45° и скорость, превышающая экономическую соответственно крену.

При наивыгоднейшей спирали запас скорости фактически отсутствует и, следовательно, ошибка в пилотировании самолета может повести к сваливанию на крыло и штопору. Поэтому выполнять наивыгоднейшую спираль можно только на безопасной высоте.

ГЛАВА XIII ШТОПОР САМОЛЕТА

§ 112. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ШТОПОРЕ. ОПАСНОСТЬ НЕПРОИЗВОЛЬНОГО ШТОПОРА НА МАЛОЙ ВЫСОТЕ

Штопором самолета называется такое движение, когда самолет быстро снижается, вращаясь вокруг некоторой вертикальной оси, лежащей немного впереди самолета; при этом центр тяжести самолета описывает очень крутую спираль (рис. 153).

Различают два основных режима установившегося штопора: крутой, или нормальный штопор, когда наклон фюзеляжа к горизонту составляет $50-70^\circ$ (рис. 153,а), и плоский штопор, когда наклон фюзеляжа составляет около $20-30^\circ$ (рис. 153,б). Возможен промежуточный режим, который называют пологим штопором.

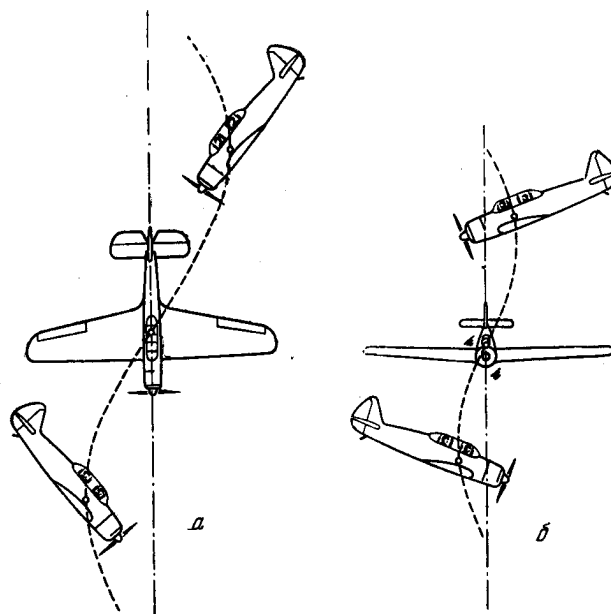


Рис. 153. Штопор самолета: а — крутой, или нормальный;
б — плоский

На всех этих режимах штопора угол атаки больше критического, и чем больше штопор, тем больше угол атаки. На крутом штопоре угол атаки составляет 25—30°, на плоском достигает 60—65°.

Скорость по траектории на штопоре не особенно велика. Однако на крутом штопоре она все же значительна (примерно равна $1,8—2,0 V_{\text{мин}}$) и поэтому самолет быстро теряет высоту; потеря высоты за один виток составляет 100—150 м. На плоском штопоре скорость по траектории значительно меньше и лишь немного превышает минимальную ($1,1—1,2 V_{\text{мин}}$); потеря высоты за один виток — 50—100 м.

Скорость вращения на штопоре очень велика. У малых быстроходных самолетов на крутом штопоре время одного витка составляет всего лишь 2—2,5 сек., а на плоском еще меньше. Перегрузка на крутом штопоре равна 2,8—3,0, на плоском — 1,3—1,5.

Сказанное о режимах штопора полезно свести в таблицу, в которой указаны приблизительные значения параметров штопора (у разных самолетов они могут быть различными).

Характеристика штопора	Крутой штопор	Плоский штопор
Наклон фюзеляжа к горизонту	50—70°	20—30°
Угол атаки крыльев	25—30°	60—65°
Скорость по траектории	$1,8—2,0 V_{\text{мин}}$	$1,1—1,2 V_{\text{мин}}$
Потеря высоты за один виток	100—150 м	50—100 м
Скорость вращения (время одного витка)	2—2,5 сек.	1,5—2 сек.
Перегрузка	2,8—3,0	1,3—1,5

Штопор может быть произвольным, т. е. неумышленным (вследствие ошибки в пилотировании) и умышленным. Первые случаи штопора — на заре авиации — были, конечно, неумышленными. Эти случаи нередко кончались катастрофами, так как явление штопора тогда было совершенно не изучено. В 1916 г. (11 сентября) русский летчик К. К. Арцеулов первым выполнил умышленный штопор и тем положил начало его практическому изучению. В дальнейшем штопор стали выполнять

многие летчики, и была практически разработана методика ввода самолета в штопор и вывода из него.

В настоящее время умышленный штопор неоднократно делается каждым летчиком еще при обучении полетам. Основная цель этих упражнений заключается, во-первых, в том, чтобы летчики изучили на практике условия срыва самолета в штопор и затем уже не допускали ошибок, ведущих к штопору, а во-вторых, конечно, в том, чтобы каждый летчик умел выводить машину из неумышленного штопора, если он все-таки произойдет.

Штопор — сложное явление, весьма опасное на малой высоте. Поэтому летчик должен знать причины штопора, какие факторы и как влияют на него и осмысленно относиться к работе рулей как на вводе, так и особенно на выводе самолета из штопора. Для этого необходимо хотя бы самое элементарное знакомство с теорией вопроса.

Теорию штопора впервые разработал талантливый советский ученый проф. В. С. Пышнов. Еще в 1929 г., вскоре после окончания Военно-воздушной инженерной академии им. Н. Е. Жуковского, В. С. Пышнов опубликовал работу «Штопор самолетов» (теоретическое исследование), в которой дал разбор всех явлений, связанных со штопором. Особое внимание им было обращено на равновесие моментов с целью создания метода расчета штопора.

Опасность произвольного штопора на малой высоте. Мы не раз предупреждали об опасности сваливания самолета на крыло и перехода его в штопор на малой высоте. Как возникают эти явления и как их избежать?

Предположим, что в горизонтальном полете мы убавили газ и одновременно начали увеличивать угол атаки, выбирая ручку на себя (рис. 154). При этом скорость полета будет падать, поэтому должна бы падать и подъемная сила, но вследствие непрерывного увеличения угла атаки коэффициент подъемной силы c_y будет расти (компенсируя падение скорости), в результате чего подъемная сила некоторое время будет оставаться равной весу самолета и, следовательно, самолет будет лететь горизонтально. Но коэффициент c_y растет только до критического угла атаки, а затем резко идет на

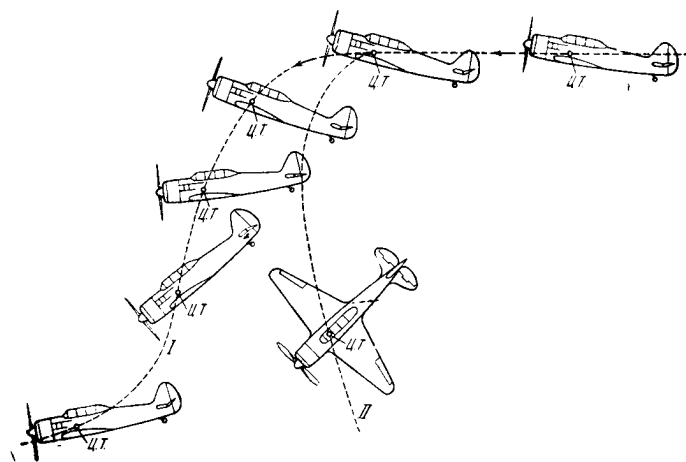


Рис. 154. Потеря скорости в горизонтальном полете: I — падение на нос с переходом в пикирование; II — падение на крыло с переходом в пикирование или в штопор

уменьшение, так как за критическим углом резко ухудшается обтекание — происходит срыв струй с поверхности крыла. Поэтому, когда угол атаки уже сильно увеличен, подъемная сила станет меньше веса и самолет начнет проваливаться, опуская нос (рис. 154, I). Если попытаемся еще увеличить угол атаки, то машина станет проваливаться почти плашмя, т. е. парашютировать. Однако при парашютировании самолет трудно удерживать от кренов. А так как эффективность элеронов на больших углах атаки сильно ослаблена, то сохранить поперечное равновесие обычно не удастся и самолет сваливается на крыло, стремясь перейти затем в штопор.

Так происходит, по выражению летчиков, *потеря скорости*.

Таким образом, потеря скорости есть, по сути дела, потеря (ослабление) поперечной управляемости. В самом деле, если бы мы могли как угодно долго удерживать самолет в состоянии парашютирования, то в любой момент могли бы, дав ручку управления от себя, уменьшить угол атаки, набрать скорость и перевести самолет в нормальный полет. Иногда это удается, если потеря скорости неполная. В этом случае дело может ограни-

читься тем, что машина упадет на нос, быстро наберет скорость, снова станет управляемой и можно будет продолжать нормальный полет (рис. 154, I). Такая возможность не исключена и в случае сваливания самолета на крыло (рис. 154, II), если в самом начале падения мы переведем машину на нос. В противном случае за сваливанием на крыло следует штопор, на выход из которого и из последующего отвесного пикирования требуется значительная высота.

Делаем следующие практические выводы:

1. На малой высоте (примерно до 800 м) надо всегда иметь достаточный запас скорости, т. е. держать скорость не меньше наивыгоднейшей, а начинающим летчикам — немного больше наивыгоднейшей.

2. Если допущена ошибка, скорость сильно упала и управление, особенно элеронами, стало несколько вялым, следует немного дать ручку управления от себя и в то же время удерживать самолет в поперечном равновесии элеронами и рулем направления.

3. В случае внезапного отказа двигателя, особенно на взлете, немедленно дать ручку от себя (убрав газ и выключив зажигание), и если скорость сильно упала, не начинать разворота до тех пор, пока самолет не наберет достаточной скорости и не перейдет в нормальное планирование.

§ 113. ПРИЧИНЫ ШТОПОРА. АВТОРОТАЦИЯ КРЫЛА. ВРАЩАЮЩИЕ МОМЕНТЫ НА ШТОПОРЕ

Штопор самолета всегда связан с потерей скорости, причем переход в штопор может произойти с прямолинейного и с криволинейного полета. Основным условием перехода самолета в штопор является критический угол атаки при нарушении обтекания крыла.

Нарушение обтекания часто бывает неравномерным, в результате чего нарушается равенство подъемных сил правого и левого крыльев и самолет сваливается на крыло, начиная штопор. Если нарушение обтекания происходит резко, то штопор начинается сам, лишь только угол атаки достигнет достаточной величины. Если же крыло не имеет резкого срыва потока, то штопор начинается в том случае, когда на большом угле атаки самолету дан закручивающий толчок рулем направления (или

сильно отклонены элероны), т. е. дано резкое скольжение. При скольжении обтекание крыла нарушается раньше со стороны, обратной скольжению, поэтому самолет сваливается именно в эту сторону.

Таким образом, если угол атаки близок к критическому, то нельзя много и резко отклонять руль направления или элероны, так как этим мы свалим самолет в штопор. Если же желаем сделать умышленный штопор, то, наоборот, доведя самолет до критического угла атаки, должны дать педаль до отказа в сторону желаемого штопора, т. е. для левого—левую, для правого—правую.

После того как самолет, свалившись на крыло, начнет штопор, вращение будет усиливаться, затем скорость вращения установится и самолет вследствие авторотации крыла будет штопорить до тех пор, пока не примем мер для вывода самолета из штопора.

Авторотация крыла. Авторотацией, или самовращением, называется способность крыла и некоторых других тел приходить во вращение под действием потока. Если тело имеет симметричную форму, то авторотация кажется непонятной. Вопросам авторотации много внимания уделял Н. Е. Жуковский. Он рассматривал, например, вращение плоской пластинки относительно оси, перпендикулярной потоку (рис. 155,а). Этот случай авторотации вы можете наблюдать, если, вырезав из картона прямоугольную полоску, бросите ее ребром вниз: падая, она придет в быстрое вращение (рис. 155,б). Объяснение подобного «загадочного» явления заключается в том, что симметричное тело может обтекаться несимметрично.

С развитием авиации для изучения штопора самолета стали рассматривать авторотацию крыла относитель-

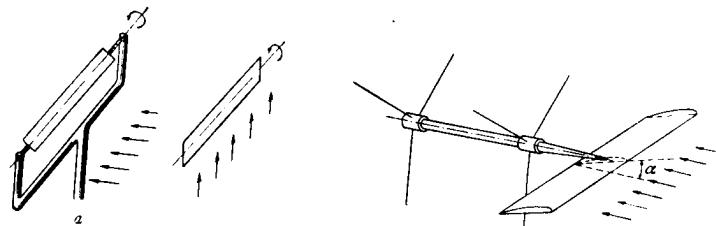


Рис. 155. Авторотация: а и б — плоской пластинки; в — крыла

но оси, совпадающей с линией полета. Для таких опытов устанавливают в аэродинамической трубе модель крыла или самолета, укрепленную на оси, вращающейся на подшипниках, и совпадающую с осью трубы (рис. 155, в), причем ось вращения проходит через центр тяжести модели. Модель устанавливают так, что угол атаки и угол скольжения можно изменять. Авторотация крыла наблюдается на углах атаки больше критического, т. е. при наличии срыва потока. Она или начинается сама собой (явная авторотация), или же для ее начала нужно предварительно сообщить модели некоторую угловую скорость (скрытая авторотация). При исследованиях было обнаружено, что угловая скорость авторотации пропорциональна скорости потока и обратно пропорциональна размаху крыла.

Вращающие моменты на штопоре. Пусть летчик довел самолет до критического угла атаки и дал до отказа педаль, скажем, левую, вызвав тем сильное скольжение на правое крыло. От скольжения подъемная сила правого крыла возрастет, а левого сильно уменьшится (вследствие нарушения обтекания). Тогда самолет, сваливаясь под действием сильного кренящего момента на левое крыло и опуская нос, начнет тем самым вращение вокруг продольной оси x и одновременно вокруг оси y (рис. 156).

Чтобы выяснить, почему вращение будет продолжаться дальше и даже усилится, посмотрим, какие углы атаки будут у середины и концов крыла.

Начав вращение, самолет одновременно падает, и, следовательно, скорость V направлена вниз. Поэтому у середины крыла угол атаки будет α , равный примерно $15-20^\circ$, у концов же крыла углы атаки будут совсем другие. В самом деле, правое полукрыло, вследствие вращения крыла вокруг оси x , поднимается и одновременно заходит вперед (вследствие вращения вокруг оси y), тогда как за то же время левое полукрыло опускается и как бы отходит назад; следовательно, у правого полукрыла, кроме скорости V , будет еще некоторая окружная скорость W_1 , а у левого — W_2 , направленная в обратную сторону. Сложив эти скорости со скоростью V по правилу треугольника, получим, что у правого полукрыла результирующая скорость будет V_1 , а у левого — V_2 . Теперь стало видно, что у правого полукрыла угол ата-

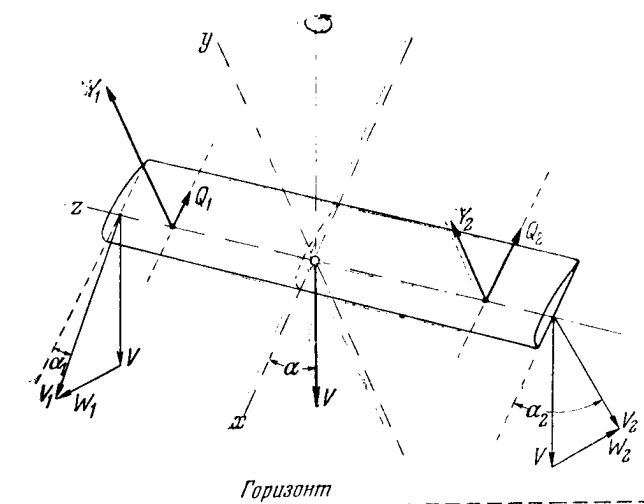


Рис. 156. Схема сил и моментов, действующих на самолет на штопоре

ки будет α_1 , т. е. малый, а у левого — α_2 , т. е. очень большой (много больше критического). Следовательно, у левого полукрыла (опускающегося) будет сильное нарушение обтекания, тогда как у правого полукрыла обтекание будет плавным. Вследствие этого подъемная сила правого полукрыла Y_1 окажется больше подъемной силы левого полукрыла Y_2 , тогда как лобовое сопротивление Q_1 будет, наоборот, меньше Q_2 (у левого полукрыла вследствие срыва потока будем иметь резкое падение коэффициента c_y и сильный рост коэффициента c_x). В результате такого неравенства подъемных сил и лобовых сопротивлений и создаются вращающие моменты вокруг осей x и y .

Таким образом, начавшееся штопорное вращение самолета будет продолжаться и даже некоторое время усиливаться. Но с ростом угловой скорости угол атаки на правом полукрыле становится очень малым, и в итоге моменты, создававшие угловое ускорение, исчезают, т. е. наступает равновесие моментов. Это соответствует установившемуся штопору, который достигается через 6—8 витков после начала штопора и продолжается до тех пор, пока мы не примем мер для его прекращения.

Чтобы прекратить штопор, надо прекратить вращение, а затем вывести самолет в нормальный полет. Но, прежде чем говорить о технике вывода самолета из штопора, посмотрим, какие факторы и как влияют на штопор.

§ 114. ВЛИЯНИЕ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА И ДРУГИХ ФАКТОРОВ НА ШТОПОР

На переход самолета в штопор, на режим штопора и на выход из штопора влияет много факторов. Главные из них: 1) аэродинамические характеристики крыла, 2) размеры самолета и расположение грузов по длине фюзеляжа, 3) центровка самолета и 4) форма рулей. Рассмотрим по порядку влияние приведенных факторов.

На рис. 157 изображены кривые изменения коэффициента подъемной силы в зависимости от угла атаки у тонкого, толстого и механизированного крыльев. Наиболее резкое падение подъемной силы при критическом угле атаки дают крылья тонкого профиля, поэтому самолет с таким крылом легко переходит в штопор. У толстого крыла падение подъемной силы происходит более плавно, поэтому даже в случае неравномерного срыва потока разница в подъемных силах правого и левого полукрыльев получается сравнительно небольшой и часто удается удержать машину элеронами и рулем направления от срыва в штопор. Наконец механизированное крыло дает еще более плавное падение подъемной

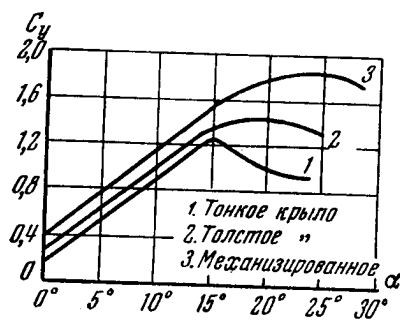


Рис. 157. Изменение коэффициента подъемной силы с увеличением угла атаки у тонкого, толстого и механизированного крыльев

силы, причем — и это главное — критическое обтекание отодвигается до угла 30° и больше. Поэтому самолет с механизированным крылом трудно ввести в штопор, если другие факторы, ухудшающие штопорные свойства самолета, отсутствуют.

На режим штопора сильно влияют размеры самолета и расположение грузов, что объясняется действием инерционных сил.

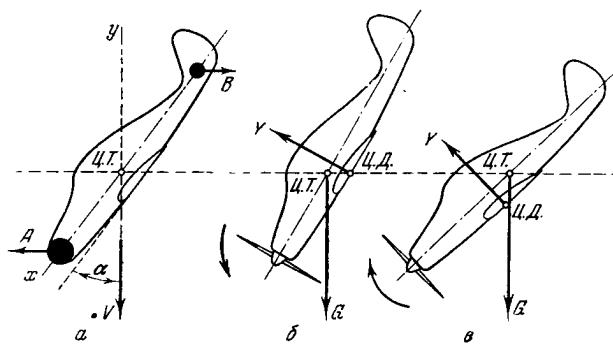


Рис. 158. Влияние инерционных сил фюзеляжа и центровки самолета на штопор

Представим себе, что вся масса передней части самолета сосредоточена в одном месте A (рис. 158), а масса задней части самолета — в B . Так как самолет на штопоре вращается вокруг некоторой вертикальной оси, то массы A и B разовьют центробежные силы, момент которых будет стремиться повернуть самолет вокруг поперечной оси z и поставить его в горизонтальное положение. Таким образом, на штопоре самолет стремится увеличить угол атаки и перейти в пологий и даже плоский штопор. Эта склонность зависит от момента инерции, который пропорционален массе и квадрату расстояния, на которое масса удалена от оси вращения. Отсюда следует, что чем больше будут вес и длина фюзеляжа и чем больше будут разнесены грузы по оси x , тем больше будет момент инерции относительно оси z и, следовательно, тем сильнее будет у самолета тенденция к переходу в плоский штопор.

Инерционные моменты, создаваемые другими частями самолета (крыльями), получаются и относительно осей x и y , но по сравнению с моментом фюзеляжа относительно оси z они сравнительно невелики.

На переход самолета в штопор и на выход из штопора весьма сильно влияет центровка самолета.

Из § 76 известно, что при очень передних центровках крыло на больших углах атаки дает большой пикирующий момент. Отсюда ясно, что при очень передней центровке у самолета будет тенденция перейти в пикирова-

ние, т. е. уменьшить угол атаки (рис. 158,б), вследствие чего самолет труднее переходит в штопор (который получается крутым, нормальным) и легко и быстро из него выходит. При перемещении ц.т. назад картина ухудшается, особенно при очень задних центровках. Объясняется это тем, что, начиная с центровки примерно 32 % САХ, момент крыла на больших углах атаки из пикирующего становится кабрирующим, т. е. самолет стремится увеличить угол атаки (рис. 158,в). Отсюда ясно, что при задней центровке самолет будет хуже выходить из штопора (с запаздыванием), а при очень задней центровке может и совсем не выйти. При наличии механизированного крыла задняя центровка сказывается менее отрицательно на штопорных свойствах самолета и его устойчивости. Летчику всегда следует помнить об указанном влиянии центровки самолета, так как при эксплуатации самолета центровка его может измениться.

На штопор влияет также положение рулей и стабилизатора, но об этом скажем немного далее.

§ 115. ОСОБЕННОСТИ РЕЖИМОВ ШТОПОРА

На основании сказанного выше приходим к следующим выводам о режимах штопора:

1. Если инерционные силы фюзеляжа невелики и центровка передняя, то самолет будет делать крутой штопор.

2. В случае более задней центровки, как и в случае большого момента инерции фюзеляжа, штопор получается более пологим.

3. Наконец в отдельных случаях, когда крыло дает большой вращающий момент и, кроме того, момент инерции фюзеляжа особенно велик, тогда самолет раскручивается почти до горизонтального положения, т. е. получается плоский штопор.

О режиме штопора судят по наклону фюзеляжа к горизонту. Однако летчику точно определить угол наклона фюзеляжа (особенно при быстром вращении) бывает иногда затруднительно. Поэтому надо следить за скоростью по прибору. Если скорость велика, а именно: на 70—80 % превышает $V_{мин}$ самолета, то это означает, что самолет делает крутой, нормальный штопор. Чем меньше скорость, тем ближе режим штопора. И если скорость близка к $V_{мин}$, то это показывает, что са-

самолет делает плоский штопор. Следует только учитывать, что на штопоре показания указателя скорости обычно несколько занижены, так как приемник воздушного давления не направлен точно в сторону движения.

О режиме штопора можно судить по давлению на ручку рулевого управления. На крутом штопоре ручка стремится уйти вперед и приходится удерживать ее в положении «на себя» (когда мы делаем умышленный штопор). На пологом штопоре давления почти нет. На плоском же штопоре ручка управления сама уходит в положение «на себя».

Таким образом, если на штопоре скорость падает и ручка управления уходит в положение «на себя», то это показывает, что самолет стремится перейти в плоский штопор. В таком случае надо немедленно выводить машину из штопора. Большинство современных самолетов делает крутой штопор или, реже, пологий. Плоский же штопор — произвольный — явление очень редкое. Умышленно плоский штопор также делают редко.

В теории штопора большое внимание уделяется скольжению самолета, которое, как известно, может оказать очень большое влияние на кренящие моменты крыла. Как и на вираже, на штопоре различают внешнее и внутреннее скольжение. Внутренним называют скольжение на то крыло, которое выдвинуто внутрь траектории штопора. Крутой штопор у всех самолетов происходит с внутренним скольжением.

В заключение заметим, что работа рулей на штопоре сильно ухудшается по двум основным причинам: во-первых, вследствие наличия больших углов атаки, во-вторых, вследствие аэродинамического затенения хвостового оперения крылом и фюзеляжем или же взаимного затенения вертикального и горизонтального оперения. Надо, следовательно, помнить, что на штопоре эффективность рулей и элеронов значительно хуже, чем в нормальном полете.

§ 116. ВВОД САМОЛЕТА В ШТОПОР И ВЫВОД ИЗ ШТОПОРА. ВЛИЯНИЕ ЭЛЕРОНОВ И СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ. ПЕРЕГРУЗКА НА ШТОПОРЕ

Ввод самолета в штопор с горизонтального полета уже был описан (§ 112). Для этого надо, сбавив газ, постепенно выбрать ручку управления и, когда самолет

начнет парашютировать, дать педаль до отказа в сторону желаемого штопора.

Можно перевести самолет в штопор и на скорости, взяв ручку на себя и дав педаль. Самолет начинает делать переворот через крыло, но теряет скорость и срывается в штопор. Большая скорость дает быстрое раскручивание самолета, поэтому, если данный самолет трудно выходит из штопора, то ввод на скорости делать не следует.

Можно ввести самолет в штопор и с виража. Для этого на сравнительно небольшой скорости начинаем делать глубокий вираж с подъемом, преждевременно выводя ручку на себя и дав педаль в сторону, обратную виражу. Самолет быстро теряет скорость и начинает падать на опущенное крыло, а затем, вследствие большого угла атаки и сильного скольжения, резко выравнивает крен и срывается в штопор, но в обратную виражу сторону (куда дана педаль).

Мы указали основные способы умышленного ввода самолета в штопор. Что же касается случаев непроизвольного штопора, то ясно, что они бывают тогда, когда летчик по ошибке действует так, как это требовалось бы для умышленного штопора. Возможные случаи срыва в непроизвольный штопор отмечались в предыдущих главах.

Перейдем теперь к вопросу о выводе самолета из штопора. В § 113 было сказано, что штопорное вращение происходит вследствие нарушения обтекания крыла на больших закритических углах атаки. Отсюда следует, что основная задача при выводе самолета из штопора — это уменьшить угол атаки (поскольку именно большой угол атаки является причиной самовращения крыла). Но предварительно надо замедлить вращение, а это можно сделать рулем направления, отклоняя его в сторону, обратную вращению, т. е. дав «обратную» педаль.

Приведенные меры необходимы для вывода самолета из любого режима штопора, однако техника вывода при разных режимах не совсем одинакова.

В случае крутого штопора, при котором инерционные силы фюзеляжа и угол атаки сравнительно невелики (по сравнению с плоским штопором), для вывода са-

молета из штопора надо энергично дать обратную педаль до отказа и вслед за тем (почти одновременно) дать плавно ручку управления от себя за нейтральное положение. Как только самолет прекратит вращение и начнет опускать нос, немедленно поставить педали нейтрально, а затем начать плавно выбирать ручку на себя для вывода самолета из пикирования.

Несколько иначе приходится действовать рулями для вывода самолета из пологого и плоского штопора.

В предыдущем параграфе было указано, что если крыло дает быстрое вращение и грузы сильно разнесены по длине фюзеляжа, то инерционные силы получаются настолько большими, что раскручивают самолет до пологого положения, являясь тем самым причиной чрезмерно большого угла атаки. Отсюда следует, что для вывода самолета из пологого и плоского штопора надо энергично затормозить вращение рулем направления и на много уменьшить угол атаки, т. е. дать энергично ручку от себя до отказа. В процессе торможения вращения, а затем под действием руля высоты самолет постепенно, за 2—3 витка, перейдет в пикирование. Тогда надо поставить рули нейтрально и выводить самолет из пикирования.

Нужно сказать, что на технику вывода самолета из пологого и плоского штопора влияют конструктивные особенности самолетов, поэтому сказанное в последнем абзаце следует рассматривать лишь как основу, от которой на практике иногда приходится отступать.

Надо помнить, что чем полнее режим штопора, тем труднее вывести самолет из штопора.

В самом деле, чем полнее режим штопора, тем больше скорость вращения и тем больше угол атаки, а так как для вывода самолета из штопора необходимо уменьшить скорость вращения и уменьшить угол атаки, что сделать можно лишь при помощи рулей, то, очевидно, при наличии большой скорости вращения и очень большого угла атаки действие рулей скажется не сразу, т. е. выход из штопора получится с запаздыванием в 2—3 витка. Это заставляет летчика ждать выхода в течение 5—8 сек. после того, как он поставил рули в положение на вывод, и связано, естественно, с некоторым нервным напряжением и дополнительной потерей высоты.

Влияние элеронов и силовой установки. Элероны на штопоре не играют большой роли, но в некоторых случаях, особенно при плоском штопоре, их можно с пользой применить. Применение их основано на том, что при больших углах атаки отклонение элеронов мало изменяет подъемные силы полукрыльев, но зато изменяет их лобовые сопротивления, поскольку опущенный элерон тормозит.

Предположим, что мы вводим самолет в нормальный правый штопор с горизонтального полета, т. е. доведя самолет до критического угла атаки, даем правую педаль. Этим мы создаем левое скольжение, благодаря чему на правом полукрыле получается срыв потока и резкое падение подъемной силы, вводящие самолет в правый штопор. Если одновременно с дачей правой педали дадим ручку управления влево, т. е. опустим правый элерон, то вследствие его тормозящего действия увеличим левое скольжение (выдвигание левого полукрыла вперед), следовательно, усилим срыв потока на правом полукрыле и тем ускорим срыв самолета в штопор.

Таким образом, *давая ручку против штопора, мы способствуем штопору.*

Отсюда следует, что *для вывода самолета из штопора ни в коем случае нельзя давать ручку против штопора*, как ошибочно иногда делают молодые летчики. Для выхода из штопора элероны надо ставить нейтрально, а в крайнем случае (например, при запаздывании выхода) дать ручку *в сторону* штопора.

Облегчить вывод из штопора можно еще путем включения двигателя, но только при верхней децентрации тяги (рис. 159,а). В этом случае сила тяги дает пикирующий момент, поэтому самолет стремится уменьшить угол атаки, что и облегчает выход из штопора.

При нижней же децентрации тяги (рис. 159,б) сила тяги дает кабрирующий момент, который к тому же увеличивается за счет момента от действия струи винта на горизонтальное оперение. В данном случае включение двигателя создает у самолета стремление увеличить угол атаки (и без того очень большой), что, естественно, только затруднит выход из штопора. Следовательно, при нижней децентрации тяги включение двигателя на выводе самолета из штопора не может быть рекомендовано.

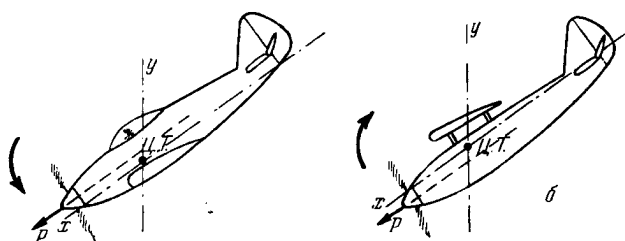


Рис. 159. Влияние включения двигателя на штопор:
а — при верхней децентрации тяги; б — при нижней децентрации

Перегрузка на штопоре. Срыв самолета в штопор происходит, как мы видели, при резком падении подъемной силы. Поэтому при срыве в штопор перегрузки нет, она меньше единицы. Затем, по мере увеличения скорости вращения, перегрузка растет, и, если устанавливается режим крутого штопора, перегрузка достигает 2,8—3,0. На пологом штопоре перегрузка меньше, а на плоском еще меньше (примерно 1,3—1,5).

Максимальной величины во всех случаях перегрузка достигает уже после штопора, при выводе самолета из пикирования (около 3,5).

ГЛАВА XIV

ФИГУРНЫЕ ПОЛЕТЫ

§ 117. НАЗНАЧЕНИЕ ФИГУРНЫХ ПОЛЕТОВ. РОЛЬ РУССКИХ ЛЕТЧИКОВ В РАЗВИТИИ ФИГУРНОГО ПИЛОТАЖА

Фигурным полетом называют криволинейный полет по сложной траектории, обычно связанный с разгоном и торможением самолета или с вращением его (вокруг оси, совпадающей с направлением движения) или с тем и другим вместе.

Горизонтальный вираж, разворот на планировании или спираль входят в той или иной степени в любой полет. Поэтому часто их не называют фигурами. Но когда летчик применяет их в боевом полете для атаки противника или для защиты, т. е. когда они носят характер маневра в воздухе или когда он выполняет их с целью отработать технику пилотирования, мы вправе назвать их фигурами. Непроизвольный штопор, вызванный, например, ошибкой летчика, нельзя назвать фигурой, но если летчик применяет штопор в воздушном бою (например, с целью имитировать свою гибель) или выполняет его для тренировки, то штопор уже следует назвать фигурой.

Самолет может двигаться и поворачиваться в любом направлении в пространстве.

Маневренностью самолета называется способность его совершать в определенный промежуток времени по желанию летчика ту или иную эволюцию, которая оценивается радиусом кривизны траектории, временем выполнения и скоростями — поступательными и угловыми.

Фигурами горизонтального маневра являются виражи и развороты, а вертикального — пикирование и горка. Боевой разворот и поворот на горке относятся уже к фигурам пространственного маневра, т. е. выполняемого одновременно в нескольких плоскостях.

Некоторые фигуры — петля Нестерова, двойной переворот через крыло, называемый «бочкой», и др. — служат для тренировки летчика (для этой цели служат, разумеется, и все фигуры, упомянутые выше). Целью такой тренировки является отработка техники пилотирования. Вместе с тем тренировка в фигурных полетах вырабатывает у летчика уверенность в своих силах, самообладание, бесстрашие, выносливость, т. е. волевые и физические качества, которые необходимы ему для овладения воздушным маневром.

Итак, назначение фигурного пилотажа состоит в том, чтобы: 1) научить летчика маневрированию в воздухе, 2) улучшить его технику пилотирования и 3) развить и укрепить его физические и волевые качества.

Роль русских летчиков в развитии фигурного пилотажа. Начинателем фигурного пилотажа является замечательный русский летчик Петр Николаевич Нестеров

(1887--1914). Его летная деятельность продолжалась всего лишь два года, но за этот короткий срок талантливый летчик внес огромный вклад в развитие техники пилотирования самолета.

Еще во время обучения полетам в Гатчинской авиашколе, которую Нестеров окончил в 1912 г., он проявил себя как исключительно способный и вдумчивый летчик. В последующие два года его способности развивались с такой же быстротой, с какой росла его предприимчивость летчика-новатора. Отличительной особенностью П. Н. Нестерова было то, что с самых первых полетов в школе он осмысленно подходил к управлению самолетом. Нестеров старался понять поведение и возможности машины и с удивительной настойчивостью изучал ее полет, насколько это позволяли его скромные познания в механике и математике и еще не развитая в то время наука о летании. Летные способности у него несомненно сочетались со способностями экспериментатора.

До Нестерова большинство летчиков летали робко и неуверенно. Давать самолету крен на развороте боялись, и глубокий вираж считался рискованным трюком. Часто летчики делали виражи почти без крена, что вело к заносу хвоста (внешнему скольжению), сваливанию на крыло и часто кончалось тяжелой аварией.

Нестеров справедливо считал, что аварийность будет уменьшена, если летчики научатся правильно управлять самолетом, будут уметь придавать машине любое положение в воздухе и выходить из него. Он демонстрировал, например, полет на предельно малой скорости (минимальной) и при первой угрозе потери скорости умело выводил машину в нормальный полет.

Особенно настойчиво Нестеров приучал летчиков отряда (которым он командовал) к правильным виражам. И, чтобы доказать своим товарищам не только возможность большого крена при крутом развороте, но и необходимость его для уменьшения радиуса виража, он выполнил однажды показательный глубокий вираж между двумя мачтами, специально установленными на аэродроме на расстоянии около 50 м друг от друга.

Выполняя глубокие виражи, Нестеров старался также доказать своим товарищам, что если возможна «петля» в горизонтальной плоскости, то возможна и задуманная им «мертвая петля» в вертикальной плоскости.

Это было, конечно, совершенно правильное умозаключение. И молодой летчик-новатор методически готовил себя к этому смелому шагу, делал расчеты и оттачивал свое летное мастерство.

Возможность совершения «мертвой петли» была теоретически исследована Н. Е. Жуковским еще в 1892 г. в его труде «О парении птиц». И вот впервые осуществить эту фигуру на самолете удалось замечательному русскому летчику П. Н. Нестерову.

27 августа (9 сентября) 1913 г. Нестеров на моноплане «Ньюпор» поднялся с военного аэродрома в Киеве, набрал высоту около 1000 м, выключил двигатель и перевел самолет в пикирование (чтобы набрать нужную скорость), затем, выбирая ручку управления на себя, включил двигатель и отлично выполнил давно задуманную им, вполне удавшуюся, «мертвую петлю».

Так впервые в мире была выполнена на самолете «мертвая петля».

В дальнейшем петлю Нестерова стали выполнять многие летчики, и она легла в основу фигурного пилотажа.

Нестеров пропагандировал не воздушную акробатику, а необходимость повышения летного мастерства русских военных летчиков. Он правильно считал, что в грядущих воздушных боях победителем будет тот, кто не только храбр, но и в совершенстве владеет управлением своей машины. Вся новаторская деятельность П. Н. Нестерова была направлена на повышение боеспособности русского воздушного флота. Штабс-капитан Нестеров был не просто замечательным летчиком, но и столь же замечательным патриотом своей Родины. Он неопровержимо доказал это своим ратным подвигом в самом начале первой мировой войны. В сентябре 1914 г. П. Н. Нестеров впервые в мире применил для воздушной победы *таран* и, сбив врага, героически погиб сам.

Деятельность П. Н. Нестерова как летчика-новатора нашла многих последователей в рядах русских военных летчиков. Выдающимся из них был Е. Н. Крутень. Храбрость и большое военное мастерство, приобретенное им благодаря усвоению летных приемов Нестерова, сделали его первоклассным летчиком-истребителем первой мировой войны.

Приемы Нестерова для повышения летного мастер-

ства нашли последователей и среди морских летчиков. Уже вскоре после первой «мертвой петли» Нестерова морской летчик И. И. Кульнев на поплавковом гидросамолете выполнил перевернутый полет, перейдя в него с полупетли Нестерова. Несколько позже морской летчик И. И. Нагурский на гидросамолете типа «летающая лодка» (с пассажиром) выполнил подряд две петли Нестерова.

В это же примерно время (осень 1916 г.) летчик К. К. Арцеулов, как мы уже упоминали, впервые выполнил умышленный штопор, положив тем начало практическому освоению штопора.

К концу первой мировой войны многие русские летчики выполняли, кроме петли Нестерова и штопора, ряд и других фигур: переворот через крыло, боевой разворот, горку, не говоря уже о глубоких виражах, и своим летным мастерством намного превосходили немецких летчиков.

Советские летчики глубоко развили приемы П. Н. Нестерова и являются непревзойденными мастерами фигурного пилотажа.

§ 118. ПЕТЛЯ НЕСТЕРОВА. ДЕЙСТВИЕ СИЛ И СКОРОСТЬ НА ПЕТЛЕ. ВЫПОЛНЕНИЕ ПЕТЛИ

Петлю Нестерова в прошлом обычно называли «мертвой петлей».

Этот термин был взят из практики цирков, в программу которых нередко входил очень эффектный номер, заключающийся в том, что акробат на велосипеде или тележке (поставленной на рельсы) съезжал с некоторой высоты по круто спускавшемуся настилу, изогнутому в вертикальной плоскости в виде петли. Для совершения такой «мертвой петли» необходима достаточная начальная скорость, приобретаемая в результате разгона с высоты под действием силы тяжести.

Петля, выполняемая на самолете, аналогична цирковой, с той лишь разницей, что разгон самолета достигается силой тяги силовой установки и первая половина петли совершается при наличии тяги. Петля на планере, где разгон достигается предварительным пикированием, совершенно одинакова с цирковой.

Рассмотрим действие сил на петле Нестерова.

Пусть самолет летит горизонтально с увеличенной до нужной величины скоростью (рис. 160, 1). Взяв ручку управления на себя, летчик увеличивает угол атаки (не уменьшая тягу); от этого подъемная сила становится больше веса и под действием избытка ее самолет начинает двигаться по кривой, причем центростремительной силой является сначала разность сил $Y - G$ (положения 2 и 3). По мере искривления траектории самолет будет подниматься все более круто вверх, и скорость, несмотря на полный газ, будет падать, а вместе с ней будет уменьшаться и центростремительная сила (положение 4). Далее центростремительной силой начинает служить вместе с подъемной силой составляющая веса G_1 ; другая же составляющая веса — G_2 (вместе с силой лобового сопротивления, которая здесь не показана) — все больше тормозит движение (положение 5). В самой верхней точке петли скорость будет нан-

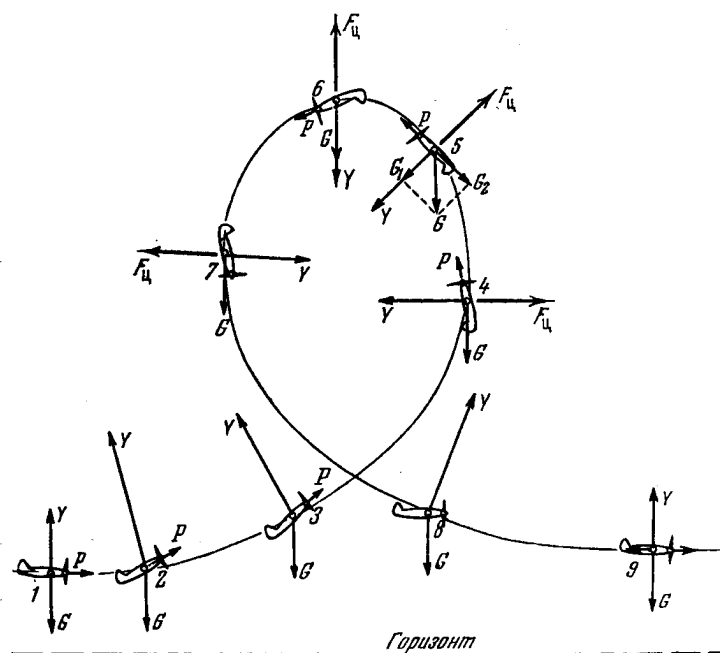


Рис. 160. Петля Нестерова — действие сил

меньшей, поэтому наименьшей будет и подъемная сила, причем она, будучи по-прежнему положительной, оказывается направленной вниз (положение 6). Центростремительной силой здесь служит сумма двух сил: подъемной и веса. Следовательно, центробежная сила инерции, всегда обратная и равная центростремительной, будет здесь больше веса на величину подъемной силы (напоминаем, что центробежная сила $F_{ц}$ — сила, с которой крыло давит на воздух, — приложена не к самолету, поэтому на чертеже ее можно изобразить только так, как показано на рисунке).

Очевидно, при этом условии самолет будет продолжать полет по кривой, у летчика не будет стремления выпасть из машины, и его будет прижимать к сиденью, как в нормальном полете.

Во второй половине петли явления следуют в обратном порядке (угол атаки уменьшен и газ убран). Сила веса энергично разгоняет самолет (положение 7) и, несмотря на отсутствие тяги винта, скорость быстро нарастает, а так как для выхода из пикирования угол атаки снова увеличен, то быстро нарастает и подъемная сила (положение 8). Наконец, когда угол наклона траектории к горизонту становится равным нулю, летчик приводит угол атаки (уменьшая его) в соответствие со скоростью, приводя тем самым в равновесие действующие на самолет силы (положение 9).

Если скорость в начале петли была недостаточна, то самолет, проходя положение вверх колесами, на мгновение зависает и затем начинает парашютировать на спину (рис. 161), подъемная сила становится отрицательной, летчик отделяется от сиденья и удерживается на самолете только ремнями, а самолет, повернувшись почти на месте, переходит в пикирование. В этом случае петля хотя и получается, но неправильная, как говорят, с зависанием.

Следовательно, важнейшим условием выполнения петли Нестерова является наличие достаточной скорости в начале петли. Начальная скорость должна быть не менее $2V_{мин}$. Курсантам обычно задают начальную скорость, равную $2,5—2,8V_{мин}$ (на самолете Як-18 — 240 км/час , на самолете Як-11 — 430 км/час).

Форма петли на самолете получается не круглой, а несколько вытянутой вверх. Объясняется это тем, что

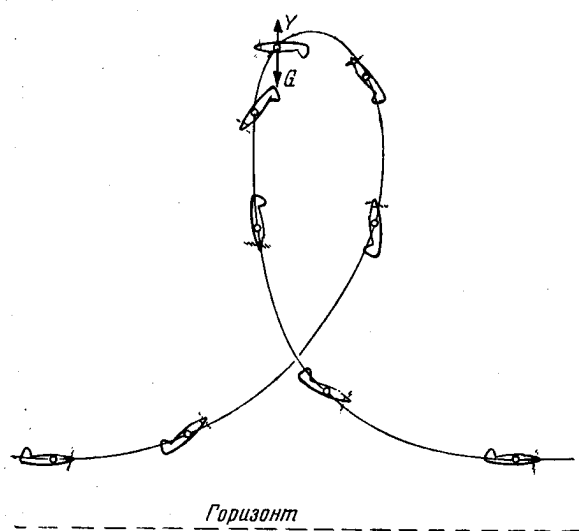


Рис. 161. Неудавшаяся петля — с зависанием

скорость при подъеме на вершину петли непрерывно падает, а это ведет к уменьшению радиуса кривизны траектории. На вершине петли скорость наименьшая (примерно равная V_{\min}), поэтому и радиус кривизны здесь наименьший. Во второй половине петли скорость нарастает, и радиус кривизны снова увеличивается.

Выполнение петли. Перед началом петли даем полный газ, ведя самолет горизонтально, пока скорость не возрастет до заданной. Затем плавно, но энергично берем ручку управления на себя, постепенно ускоряя выбирание ее, и продолжаем выбирать ее, пока самолет не перейдет в положение вверх колесами. После переваливания через вершину петли и перехода в пикирование плавно убираем газ и отдаем ручку, а затем начинаем плавно выбирать ее на себя для выхода из пикирования. С приближением самолета к положению горизонтального полета отдаем немного ручку от себя и прибавляем газ.

Мы сказали об управлении двигателем и рулем высоты, но этим еще не исчерпывается управление само-

летом при выполнении петли. Некоторая работа приходится и на долю руля направления.

При помощи этого руля сохраняем направление полета на петле (плоскость петли), которое стремятся изменить гироскопический и реактивный моменты винта, а также момент от действия струи винта на вертикальное оперение. Если на самолете стоит винт правого вращения, то при подъеме на вершину петли под действием гироскопического момента винта самолет будет стремиться завернуть *вправо*. Однако это стремление будет заметно только в начале петли. С подъемом к вершине петли — по мере увеличения угла атаки и уменьшения скорости — начинают все сильнее влиять реактивный момент винта и момент от действия струи на вертикальное оперение, причем первый из них крепко держит самолет *влево*, а второй заворачивает *влево*; их влияние оказывается сильнее влияния гироскопического момента и поэтому для сохранения плоскости петли придерживаем самолет *правой педалью*.

При винте левого вращения нужна левая педаль.

В случае зависания самолета на вершине петли следует прекратить выгибание ручки на себя и нажать на педаль (безразлично — какую), чтобы скорее свалить самолет на крыло и перевести на нос. Как только самолет перейдет на нос, поставить педали нейтрально и выводить самолет из пикирования, как при правильной петле.

Перегрузка на петле не превышает 3,5. На вершине петли перегрузки обычно нет, т. е. аэродинамическая нагрузка на крыло близка к таковой в горизонтальном полете. Если петля с зависанием, нагрузка на вершине петли получается отрицательной.

§ 119. ГОРКА — ДЕЙСТВИЕ СИЛ И ВЫПОЛНЕНИЕ ГОРКИ

Горка, как показывает название, — крутой, но кратковременный подъем самолета с целью быстрого набора высоты. Она аналогична горке, какую делает автомобиль, когда водитель с разгона берет крутой подъем.

Пусть самолет летит горизонтально на максимальной скорости (рис. 162). Если мы энергично возьмем ручку управления на себя, то подъемная сила станет

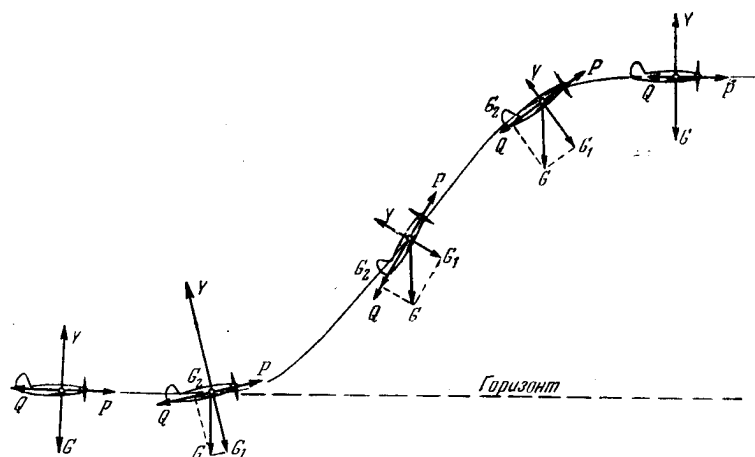


Рис. 162. Горка — действие сил

больше веса и под действием центростремительной силы, равной разности сил $Y - G_1$, траектория искривится вверх. По мере загибания траектории сумма тормозящих сил $Q + G_2$ окажется больше силы тяги и скорость начнет быстро падать, поэтому будет падать и подъемная сила. Но чтобы на некотором участке движение было прямолинейным, подъемная сила должна оставаться равной силе G_1 , поэтому при подъеме на горку на мгновение задерживаем ручку. Так как скорость падает быстро, то через короткое время мы должны перевести самолет в нормальный полет. С этой целью даем ручку управления энергично от себя, подъемная сила становится меньше силы G_1 и под действием центростремительной силы $G_1 - Y$ траектория искривляется вниз и самолет переходит в нормальный полет. Вследствие уменьшения угла атаки скорость возрастает, подъемная сила увеличивается и силы приходят в равновесие.

Таким образом, для выполнения горки надо энергично взять ручку управления на себя, однако не резко и не слишком много, замедляя ее движение на себя. После кратковременной остановки (при достигнутом угле горки примерно в $50-55^\circ$) для перегиба траектории в горизонтальную так же энергично и плавно даем ручку

от себя, опять замедляя ее движение с приближением к исходному положению. Так как на нескоростном самолете горка кратковременна, то оба эти движения ручкой управления (на себя и от себя) следуют почти одно за другим.

Если на самолете стоит винт правого вращения, то в самом начале горки под влиянием гироскопического момента винта самолет стремится завернуть вправо. В верхней части горки, когда скорость уже сильно упала, заметно сказывается влияние реактивного момента винта, который стремится наклонить самолет *влево*. Как раз в это же время мы даем ручку управления от себя, т. е. опускаем нос самолета, и, следовательно, здесь гироскопический момент стремится завернуть самолет тоже *влево*. Таким образом, на вершине горки у самолета есть тенденция завернуть и наклониться влево — парирруем ее нажимом на правую педаль.

При винте левого вращения картина будет обратная.

Начальная скорость при выполнении горки должна быть не менее $2V_{\text{мин}}$. Перегрузка в начале горки не превышает 3. Горку, как и другие фигуры, следует выполнять *только на безопасной высоте*.

§ 120. БОЕВОЙ РАЗВОРОТ

Боевым разворотом называется быстрый разворот на 180° с набором высоты (рис. 163). Такой разворот часто применяется в воздушном бою, почему и называется боевым разворотом.

Чтобы выполнить боевой разворот, на достаточной скорости (какой — сказано ниже) берем ручку рулевого управления на себя и вслед за тем даем педаль в сторону разворота, т. е. энергично вводим самолет на подъем в глубокий разворот. По мере подъема крен увеличивается, а радиус разворота соответственно уменьшается. Примерно в середине разворота крен достигает максимальной величины. В этот момент даем ручку управления в сторону, обратную крену, и «обратную» педаль. При этом ручка остается взятой на себя. Как только самолет выровнен из крена и взято нужное направление полета (оно исправляется элеронами), руль направления и элероны ставим нейтрально и ручку плавно даем от себя.

Для совершения боевого разворота нужна начальная

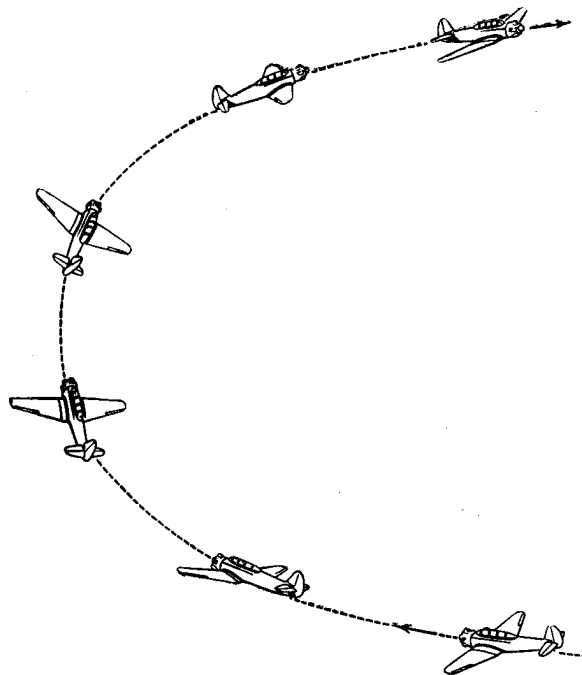


Рис. 163. Боевой разворот

скорость не менее $1,7V_{мин}$, но обычно курсантам задают значительно большую скорость.

Что касается крена, то в середине разворота он может быть доведен до $70-80^\circ$, но это выгодно только в том случае, если мы ставим себе задачу только как можно быстрее развернуться, а набор высоты нас особенно не интересует. Если же, наоборот, нам важно на развороте набрать как можно больше высоты, то слишком большой крен нецелесообразен, так как с увеличением крена увеличивается потребность для разворота мощность и, следовательно, для набора высоты ее мало остается. Если нас интересуют и набор высоты и быстрота разворота, то наиболее выгодным будет крен в $60-65^\circ$.

Перегрузка на боевом развороте немного больше, чем на обычном вираже (при одинаковом крене).

Главное преимущество боевого разворота перед обычным разворотом состоит в том, что самолет, разворачиваясь, в то же время набирает значительную высоту, а это в боевых условиях имеет очень большое значение.

Второе преимущество боевого разворота состоит в том, что он позволяет быстрее, чем обычный разворот, изменить направление полета на обратное.

§ 121. ВВОД В ПИКИРОВАНИЕ И ВЫВОД ИЗ НЕГО. ПОТЕРЯ ВЫСОТЫ НА ВЫВОДЕ

Ввод самолета в пикирование в отношении техники выполнения не представляет трудностей. Он может быть совершен с прямолинейного полета и с разворота путем сваливания самолета на крыло, что чаще практикуется. Мы рассмотрим ввод в пикирование с прямолинейного полета. В этом случае ввод может быть плавным и резким. Разберем сначала первый.

Пусть самолет летит горизонтально с некоторой скоростью и силы находятся в равновесии (рис. 164, а). Для ввода самолета в пикирование следует, очевидно, уменьшить подъемную силу. Поэтому, прикрыв дроссель, даем плавно ручку управления от себя, т. е. уменьшаем угол атаки. Вследствие этого подъемная сила уменьшается, становится меньше веса, и под действием центростремительной силы G_1 — траектория полета начинает искривляться вниз. Если больше дать ручку от себя, то можно получить уменьшение подъемной силы

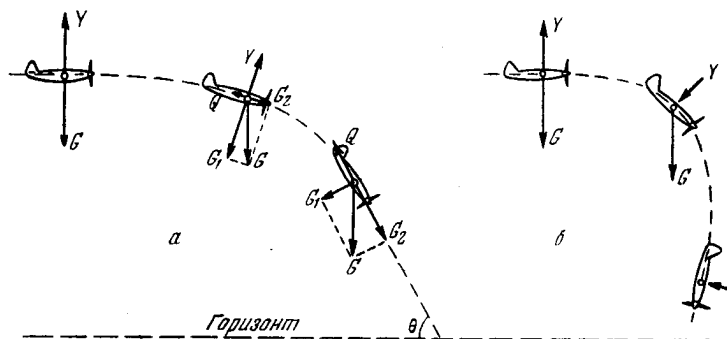


Рис. 164. Ввод самолета в пикирование: а — плавный; б — резкий

до нуля; тогда центростремительной силой явится сила веса G , а затем ее составляющая G_1 . Другая составляющая веса — сила G_2 , направленная по касательной к кривой (точнее говоря, разность сил $G_2 - Q$), является ускоряющей силой.

По мере увеличения наклона траектории скорость пикирования будет нарастать, так как сила G_2 увеличивается, а сила G_1 — центростремительная сила — уменьшается, следовательно, траектория полета будет выпрямляться. С нарастанием скорости лобовое сопротивление Q будет возрастать, тормозя движение. Как только будет достигнут нужный угол пикирования Θ , задерживаем ручку управления и даже чуть-чуть берем ее на себя (чтобы выдержать прямолинейность траектории). Если этого не делать, то угол атаки, все время уменьшаясь, перейдет за угол атаки нулевой подъемной силы; вследствие этого появится отрицательная подъемная сила, действующая на верхнюю поверхность крыла (рис. 164,б), и под действием ее траектория будет загигаться дальше, т. е. самолет перейдет в отрицательное пикирование.

Если для ввода самолета в пикирование мы даем энергично ручку управления от себя, то ввод получается резким (рис. 164,б). В этом случае угол атаки резко уменьшается до большого отрицательного, подъемная сила становится также отрицательной, центростремительной силой явится уже сила $G_1 + Y$. Это уменьшит радиус кривизны траектории, и она резко изогнется вниз. Поэтому, как только будет достигнут нужный угол пикирования, мы должны немного взять ручку на себя, иначе самолет перейдет в отрицательное пикирование.

Что ощущает летчик при вводе самолета в пикирование?

При плавном вводе он чувствует кажущееся уменьшение веса, т. е. частично теряет ощущение весомости. По мере увеличения наклона траектории вниз обнаруживается разница в ускорениях тела летчика и самолета. Ускорение самолета уменьшается (вследствие роста лобового сопротивления), тогда как тело летчика, не испытывающее сопротивления воздуха, стремится падать с большим ускорением (поэтому у летчика появляется стремление валиться на приборную доску).

При резком вводе самолета в пикирование летчик

под действием силы инерции отделяется от сиденья, и если бы не ремни, то он выпал бы из самолета. Ощущение, испытываемое им при этом, неприятно.

Перегрузка при плавном вводе в пикирование меньше единицы, при резком вводе получается отрицательная перегрузка.

В практике ввод самолета в пикирование обычно производится с разворота, так как пикирование выполняется на какую-то цель, а видеть ее при вводе с прямой невозможно. Кроме того, при вводе с разворота самолет меньше теряет высоты и скорость нарастает не так быстро, как при вводе с прямой.

Теперь о выводе из пикирования. Так как при пикировании подъемная сила очень мала или совсем отсутствует, то для вывода самолета из пикирования надо увеличить подъемную силу, увеличив угол атаки, т. е. взять ручку на себя. Возрастая, подъемная сила становится больше силы веса (рис. 165), и под действием центробежной силы $Y - G_1$ траектория искривляется, постепенно переходя в горизонтальную. И чем больше взята ручка на себя, тем больше будет центробежная сила, т. е. тем меньше получатся радиус траектории и потеря высоты на выходе из пикирования. Однако здесь приходится соблюдать осторожность, поскольку большое увеличение подъемной силы ведет к большим перегрузкам.

При выводе самолета из пикирования следует плавно выбирать ручку управления на себя.

Потеря высоты на выводе. На практике большое значение имеет потеря высоты на выводе самолета из пикирования (например, при произвольном штопоре на малой высоте). Важно, конечно, чтобы потеря высоты была как можно меньше, однако даже при грамотном пи-

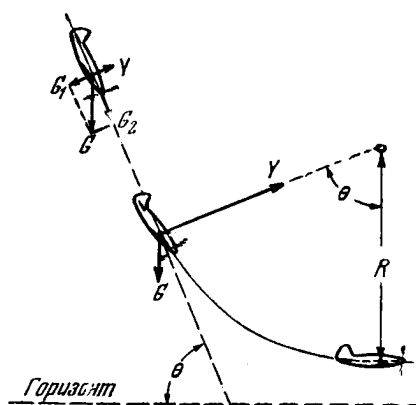


Рис. 135. Вывод самолета из пикирования и потеря высоты на выводе

лотировании самолета она зависит от радиуса кривизны траектории полета при выходе самолета из пикирования (рис. 165), а радиус зависит от скорости пикирования. Грубо можно считать, что теряемая на выводе высота равна радиусу вывода. Формула для радиуса довольно сложна, так как он получается переменным. Если скорость пикирования не превышает $2V_{\text{мин}}$, то радиус вывода можно вычислить по следующей приближенной формуле:

$$R_{\text{выв}} = \frac{V_{\text{мин}}^2}{83} \text{ (м)},$$

где $V_{\text{мин}}$ — минимальная скорость самолета в км/час.

Если скорость пикирования больше $V_{\text{мин}}$, то радиус вывода можно определить по такой приближенной формуле:

$$R_{\text{выв}} = \frac{2V}{127(n-0,8)} \text{ (м)},$$

где V — скорость пикирования в км/час;

n — предельно допустимая перегрузка.

Из приведенных формул ясно, что с увеличением скорости пикирования радиус вывода сильно увеличивается, т. е. потеря высоты на выводе быстро растет.

§ 122. ПЕРЕВОРОТЫ ЧЕРЕЗ КРЫЛО — ШТОПОРНЫЕ И УПРАВЛЯЕМЫЕ

Переворотами через крыло называются фигуры, при которых самолет переворачивается (вращается) вокруг линии направления полета. По способу выполнения и характеру вращения самолета перевороты через крыло разделяются на штопорные, или быстрые, и управляемые, или медленные.

Перевороты через крыло разделяются на простые (ординарные)*, когда самолет поворачивается вокруг линии полета на 180° , и двойные, когда самолет поворачивается на 360° .

При простом (ординарном) штопорном перевороте (рис. 166) самолет, повернувшись из нормального положения в положение вверх колесами, переходит в пикирование и затем выходит в нормальный полет в направ-

* Ординарный — от латинского слова «ординариус» — обыкновенный, простой.

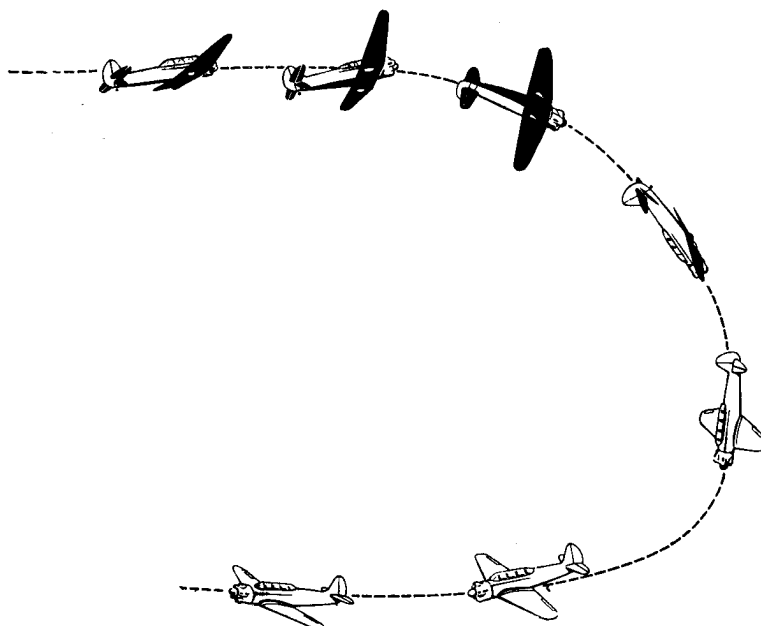


Рис. 166. Ординарный (простой) шторный переворот через крыло

лении, обратном тому, в каком летел раньше. В практике эту фигуру обычно называют просто переворотом через крыло.

При двойном шторном перевороте самолет, повернувшись в положение вверх колесами, продолжает вращение и, оказавшись снова в нормальном положении, продолжает полет в том же направлении, в каком летел ранее. То же самое мы имеем и при управляемом двойном перевороте. В обоих случаях на практике эту фигуру называют «бочкой».

Рассмотрим сначала шторные перевороты.

На шторных переворотах самолет вращается по той причине, что крыло находится на режиме самовращения (как на штопоре). Вращение крыла происходит вследствие того, что при критическом угле атаки (или большем), когда происходит срыв потока, крыло не только не противодействует вращению, а, наоборот, само

стремится перейти во вращение. В этом и заключается принцип штопорных переворотов, на этом основана и техника выполнения их.

При выполнении штопорных переворотов летчик на нужной скорости горизонтального полета (какой — скажем далее) дает педаль до отказа в желаемую сторону вращения и одновременно берет ручку управления на себя и в сторону переворота (диагональное движение ручкой). Самолет быстро увеличивает угол атаки до критического, и, следовательно, крыло попадает в область самовращения, чему способствует положение руля направления. Самолет начинает вращаться и продолжает вращение до тех пор, пока летчик держит рули в указанных положениях и пока самолет не потеряет скорость (тогда он перейдет в обычный штопор). Если же летчик, не дожидаясь потери скорости, в нужный момент поставит рули в обратные положения, то самолет своевременно прекратит вращение, что и необходимо для вывода машины в нормальный полет. Во время вращения угол атаки большой и лобовое сопротивление велико, поэтому скорость падает очень быстро.

Отсюда следует, что для осуществления переворота необходима достаточная начальная скорость — тем большая, чем большее число раз мы хотим перевернуться.

Для простого переворота достаточна скорость, равная $1,5 V_{\text{мин}}$ (можно начинать фигуру и на большей скорости). При такой скорости горизонтального полета берем плавно, но энергично ручку управления на себя и одновременно даем энергично педаль (до отказа) в сторону переворота. Как только самолет начнет переворачиваться на спину, прикрываем газ и даем обратную педаль, после чего самолет прекращает вращение и переходит в пикирование; тогда ставим педаль нейтрально и плавно выводим машину в нормальный полет, прибавляя газ. Чтобы выйти точно в направлении, обратному тому, в каком летели до переворота, надо вовремя дать «обратную» педаль. В этом трудность выполнения фигуры, поскольку самолет вращается быстро и некоторое время продолжает вращение по инерции и после того, как мы дали «обратную» педаль.

Для двойного штопорного переворота нужна начальная скорость, равная не менее $1,8 V_{\text{мин}}$, а для двойной «бочки» — $2,4 V_{\text{мин}}$. В обоих случаях техника выполне-

ния почти та же, что и при простом перевороте, с той лишь разницей, что «обратная» педаль дается не тогда, когда самолет переворачивается на спину, а в тот момент, когда он приближается снова к нормальному положению.

Штопорные перевороты иногда не удаются, так как не все самолеты охотно делают штопорный переворот (поскольку не все самолеты охотно делают штопор). «Бочка» и тем более «двойная бочка» часто не удаются еще потому, что вследствие большого угла атаки самолет быстро теряет скорость, а если начальная скорость была недостаточна или ввод в переворот был выполнен недостаточно энергично, то скорость падает настолько, что самолет уже не может вернуться в положение нормального полета.

Необходимость давать большую начальную скорость (указанную выше) ведет к тому, что получаются большие перегрузки, утомительные для летчика. По этим причинам двойные штопорные перевороты (и тем более «двойные бочки») выполняются редко.

Чаще выполняются управляемые перевороты, не имеющие указанных недостатков.

Внешнее отличие управляемого переворота от штопорного состоит в том, что самолет не описывает спираль, а вращается вокруг своей оси (рис. 167).

Управляемые перевороты выполняются при малых углах атаки, и летчик сам вращает машину с помощью элеронов. При этом вращение происходит медленнее, чем на штопорном перевороте, так как на малых и средних углах атаки крыло противодействует вращению (§ 90). Вращая самолет элеронами, летчик во время переворота вынужден управлять самолетом, т. е. действовать рулем высоты и рулем направления, чтобы путем изменения подъемной силы крыла и боковой силы фюзеляжа сохранить направление полета и удержать самолет от снижения. Важно, чтобы равнодействующая



Рис. 167. Двойной управляемый переворот через крыло — «бочка»

подъемной силы Y и боковой силы Z (см. рис. 150) оставалась вертикальной и по возможности равной весу самолета.

Для выполнения фигуры летчик дает педаль и ручку управления в сторону переворота, одновременно беря ручку немного на себя (диагональное движение). Когда самолет повернется вокруг продольной оси примерно на 270° , летчик дает «обратную» педаль и ручку от себя за нейтральное положение и в сторону, обратную крену. С прекращением вращения рули ставятся в нейтральное положение.

Управляемый переворот можно выполнять как на некоторой средней скорости (около $2V_{\text{мин}}$), так и на больших скоростях. Фигура не дает значительных перегрузок и может быть выполнена произвольное число раз (двойная и многократные «бочки»).

В заключение заметим, что управляемая «полубочка», соответствующая простому штопорному перевороту, как самостоятельная фигура не делается, а применяется или в комбинации с петлей Нестерова, или же для перехода из нормального полета в перевернутый.

§ 123. ПОЛУПЕТЛЯ НЕСТЕРОВА

Полупетлей Нестерова называют фигуру, представляющую собой комбинацию петли Нестерова с переворотом через крыло (рис. 168). Фигура имеет целью быстрое изменение направления полета на обратное с одновременным набором высоты, что имеет большое значение в воздушном бою.

Начинают фигуру так же, как петлю Нестерова, а когда самолет оказывается в положении вверх колесами, делают переворот через крыло («полубочку») и выводят машину в нормальный полет в направлении, обратном прежнему. Переворот на вершине петли («полубочка») делается или штопорный, т. е. на большом угле атаки, когда вращение достигается путем отклонения руля направления, или управляемый, т. е. на малом угле атаки, когда вращение осуществляется элеронами. Во втором случае летчик, начиная переворот элеронами, одновременно дает ручку управления от себя, чтобы уменьшить угол атаки. После переворачивания летчик удерживает машину рулями в горизонтальном положении.

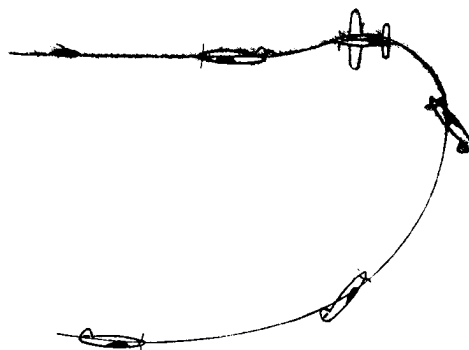


Рис. 168. Полупетля Нестерова

Основным условием, необходимым для того, чтобы полупетля Нестерова удалась, является достаточная скорость перед началом фигуры. Какова же должна быть эта начальная скорость?

В случае нормальной петли Нестерова скорость на вершине петли падает примерно до минимальной. Но на такой скорости штопорный переворот сделать нельзя, а нужна скорость не менее $1,5V_{\text{мин}}$. Тем более нельзя сделать на минимальной скорости управляемый переворот, так как он выполняется на среднем угле атаки, следовательно, на значительной скорости. Поэтому, будем ли мы делать штопорный или управляемый переворот, в обоих случаях должны иметь скорость не менее $1,5V_{\text{мин}}$. Но, чтобы получить такую скорость на вершине петли, необходимо иметь перед началом фигуры большую скорость, чем та, которая требуется для петли Нестерова, а именно: около $2,8 V_{\text{мин}}$. Естественно, что и перегрузка поэтому получается значительно большей, чем при нормальной петле, и достигает $4,5—5,5$.

§ 124. ПОВОРОТ НА ГОРКЕ

Поворотом на горке называется фигура, представляющая собой комбинацию горки и разворота с падением на крыло и пикированием в сторону, обратную первоначальному направлению полета (рис. 169).

Фигуру выполняют обычно с начальной скоростью около $2,5 V_{\text{мин}}$. На такой скорости начинаем фигуру, как горку, с углом $50—60^\circ$. Когда скорость на горке упадет

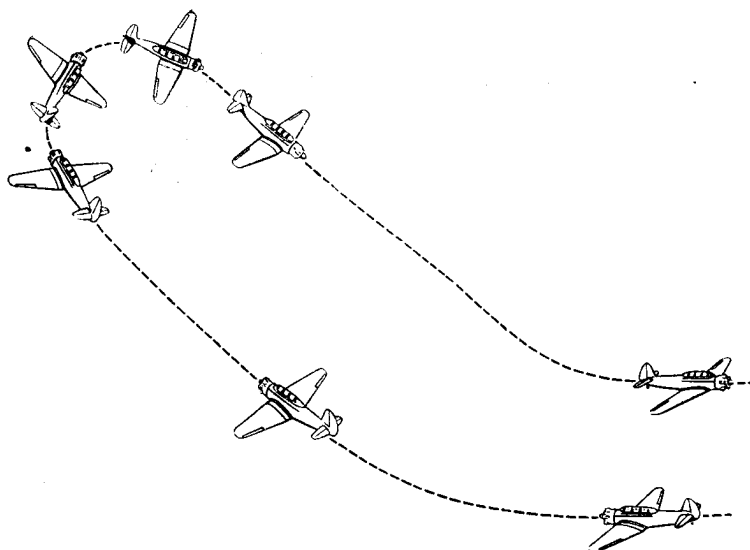


Рис. 169. Поворот на горке

примерно до $1,4V_{\text{мин}}$, плавно, но ускоренно даем педаль в сторону желаемого разворота, а ручку — по диагонали от себя и в сторону, обратную развороту, с целью предотвратить выход самолета из плоскости горки и опрокидывание на спину. Как только капот самолета ляжет на горизонт, начинаем плавно убавлять газ и нажимаем педаль в сторону разворота, ускоряя этим падение самолета на крыло и вход в пикирование. При входе в пикирование газ должен быть уже убран, рули — в нейтральном положении.

Пикирование производится в плоскости горки. Вывод самолета из пикирования в горизонтальный полет — обычный.

§ 125. ПЕРЕВЕРНУТЫЙ ПОЛЕТ

Перевернутым полетом называется полет самолета в положении вверх шасси при большом отрицательном угле атаки, когда на самолет действует обратная подъемная сила, т. е. крыло имеет отрицательную нагрузку (рис. 170). Последнее обстоятельство и является признаком перевернутого полета (а не само по себе перевернутое положение самолета, так как в не-

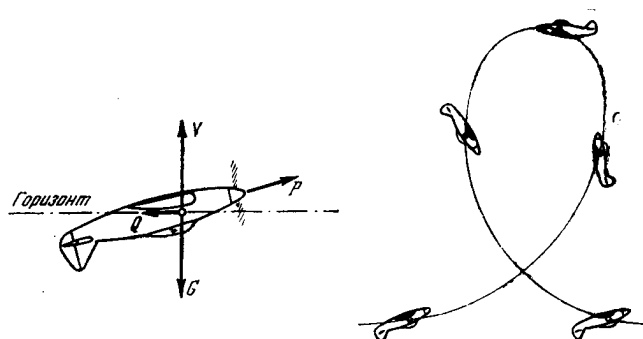


Рис. 170. Перевернутый горизонтальный полет и петля Нестерова в перевернутом полете

которых случаях, например на петле Нестерова, самолет может находиться в перевернутом положении и при прямом действии подъемной силы).

Перевернутый полет может быть осуществлен как по прямолинейным траекториям, так и по криволинейным. Схемы сил, действующих на самолет при перевернутых полетах, остаются те же, что и при соответствующих нормальных полетах. Однако вследствие обратного действия подъемной силы перевернутый полет имеет ряд особенностей.

1. В перевернутом полете крыло работает обратной стороной, т. е. в невыгодных аэродинамических условиях (малые c_y и большие c_x). Ухудшение аэродинамического качества ведет к снижению летных качеств самолета.

2. Управление самолетом в перевернутом полете изменяется. Летчику приходится делать обратные движения ручкой управления и педалями, т. е. для увеличения угла атаки приходится давать ручку от себя, а для уменьшения — брать на себя; для накренения самолета вправо — отклонять ручку влево, для накренения влево — отклонять ее вправо; для поворота самолета вправо — давать левую педаль, для поворота влево — правую педаль.

3. Положение летчика, который висит на ремнях вниз головой, очень тяжелое и требует тренировки. Особенно тяжелы фигуры в перевернутом положении

(рис. 170, справа). При этом перегрузки получают отрицательными и, следовательно, летчика не прижимает к сиденью, а, наоборот, выбрасывает из самолета. Отсюда ясно, что пилотские ремни должны обладать большой прочностью и плотно прилегать к телу, а педали устроены так, чтобы можно было прикрепить к ним ноги летчика.

4. Для длительного перевернутого полета необходимы специальные меры для обеспечения нормальной работы двигателя, которые сводятся к тому, чтобы питание горючим и смазочными в перевернутом полете не нарушалось и чтобы была устранена возможность выливания горючего из баков.

Переход из нормального полета в перевернутый может быть сделан различными способами. Наиболее удобен переход с управляемого переворота или же с полупетли Нестерова, но при втором способе начальная скорость должна быть такова, чтобы на вершине петли скорость оказалась достаточной для перевернутого полета.

STAT

ЧАСТЬ ВТОРАЯ

ОСОБЕННОСТИ ТЕОРИИ ПОЛЕТА И ПИЛОТИРОВАНИЯ РЕАКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ

Полвека назад наибольшая скорость полета на самолете не превышала 100 км/час, а в наше время она перевалила за 2000 км/час.

Этот интенсивный рост скорости полета можно разделить на два периода. В первый, наиболее длительный период скорость росла постепенно, и к середине Великой Отечественной войны максимальная скорость самых быстроходных винтовых самолетов достигла приблизительно 700 км/час. Постепенное увеличение скорости достигалось, с одной стороны, благодаря непрерывному улучшению аэродинамических форм самолета, а с другой — в результате возрастания мощности его силовой установки.

Однако то и другое не могло долго продолжаться в неизменном темпе.

К указанному времени аэродинамические формы самолета уже были доведены до такого совершенства, что дальнейшее улучшение их могло дать лишь незначительный выигрыш в скорости полета. Что же касается силовой установки, то увеличение ее мощности сверх некоторого предела становилось уже маловыгодным. С увеличением мощности увеличивались габариты и вес поршневого двигателя, а это вело к увеличению лобового сопротивления и веса самолета, и в итоге скорость полета, несмотря на увеличение тяги, существенно не возрастала.

STAT

Дальнейшему росту скорости мешали и другие причины, лежащие в самой природе полета с очень большими скоростями.

При малых скоростях лобовое сопротивление прямо пропорционально квадрату скорости полета. При скоростях, превышающих 700—800 км/час, лобовое сопротивление пропорционально уже не квадрату скорости, а большей ее степени. Это объясняется появлением добавочного сопротивления, которое называется волновым. Для преодоления сильно растущего по этой причине лобового сопротивления прежняя силовая установка оказалась непригодной. Дело осложняется еще и тем, что на больших скоростях коэффициент полезного действия воздушного винта начинает резко падать, тоже вследствие волнового сопротивления.

Второй период борьбы за скорость начался с появлением реактивных двигателей. Эти двигатели способны развивать очень большую тягу при сравнительно небольшом удельном весе и удельной площади. Кроме того, тяга реактивного двигателя при увеличении скорости только вначале несколько падает, а затем растет, в отличие от поршневого двигателя, у которого тяга с ростом скорости неуклонно падает. Это позволило в сочетании с изменением аэродинамических форм самолета получить резкое увеличение максимальных скоростей.

Уже в начале Великой Отечественной войны советские конструкторы создали реактивный самолет, оставшийся далеко позади скорости лучших винтовых самолетов.

Полет на первом отечественном реактивном самолете был выполнен талантливым советским летчиком капитаном Григорием Яковлевичем Бахчиванджи. Пророческие слова К. Э. Циолковского — «За эрой аэропланов винтовых должна следовать эра аэропланов реактивных» — были впервые претворены в жизнь в его родной стране.

А к настоящему времени советская реактивная авиация, как военная, так и гражданская, достигла блестящего развития. Максимальная скорость некоторых реактивных истребителей уже перешагнула за скорость звука, а наши пассажирские реактивные воздушные корабли конструкции А. Н. Туполева летают по всему миру со скоростями около 1000 км/час.

ГЛАВА XV

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ АЭРОДИНАМИКИ БОЛЬШИХ СКОРОСТЕЙ

§ 126. СЖИМАЕМОСТЬ ВОЗДУХА. СКОРОСТЬ ЗВУКА. ЧИСЛО М

Сжимаемостью воздуха называется способность его изменять свою плотность при изменении давления. При аэродинамическом расчете самолетов, рассчитанных на малые скорости полета, воздух считали несжимаемым газом. Это объясняется тем, что при полете с малыми скоростями разность между атмосферным давлением и давлениями в отдельных точках поверхности самолета невелика. Поэтому вследствие малого изменения давлений можно было пренебречь изменением плотности воздушного потока, обтекающего самолет. При больших скоростях полета разность давлений увеличивается и существенно изменяется плотность в различных точках воздушного потока. Поэтому необходимо учитывать сжимаемость воздуха.

Учет сжимаемости воздуха вносит существенные поправки в расчет летных характеристик самолета. Вследствие сжимаемости воздуха изменяется картина распределения давлений по самолету, а следовательно, аэродинамические характеристики становятся зависимыми от сжимаемости воздуха. В результате этого возникла необходимость в изменении аэродинамических форм самолета.

Следует иметь в виду, что величина изменения плотности воздуха при обтекании самолета зависит не только от скорости полета, но также и от скорости распространения звука в том слое воздуха, в котором происходит полет.

Скорость звука. Говоря о звуке, обычно имеют в виду специфическое ощущение, возникающее в результате воздействия колебаний воздуха на барабанную перепонку уха. Движение какого-нибудь колеблющегося тела передается, как известно, окружающей среде. Например, колебания маленького колокольчика (рис. 171) вызывают в прилежащем слое воздуха попеременно сжатие и разрежение, которые, распространяясь радиально, расходятся сферически во все стороны. Длина каждой пары

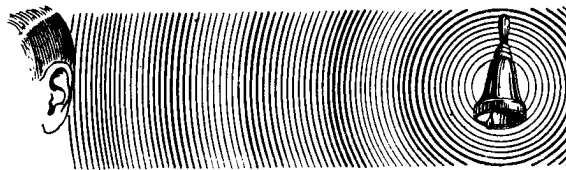


Рис. 171. Звуковые сферические волны от маленького колокольчика

сжатие-разрежение (можно сказать, *уплотнение-разрежение*) называется звуковой волной, а то расстояние, на которое звуковые волны распространяются за одну секунду, называется скоростью звука. При температуре 15°C и средней влажности воздуха скорость распространения звука равна 340 м/сек , или 1224 км/час .

Звуковая волна — это не что иное, как возмущение воздуха, которое, передаваясь от частицы к частице, доходит до уха и воздействует на слуховой аппарат. Ухо человека воспринимает как звук лишь те возмущения, которые передаются с частотой от 16 до 20 000 колебаний в секунду. Но и все другие малые возмущения воздуха с любыми частотами, хотя бы наше ухо и не воспринимало их как звук, распространяются с той же «звуковой» скоростью. Например, если сильно взмахнуть прутиком, то возникнет возмущение воздуха, которое будет распространяться во все стороны со скоростью звука и которое мы воспримем как звук (свист). Если же слабо взмахнуть прутиком, то никакого звука мы не услышим, но, как и в первом случае, возникнет возмущение воздуха, которое будет распространяться во все стороны со скоростью звука.

В аэродинамике под звуковой волной понимают вообще всякое малое возмущение воздушной среды, передающееся со скоростью звука, независимо от того, воспринимается оно слуховыми органами как звук или нет.

Скорость звука зависит главным образом от температуры воздуха и в меньшей степени от его влажности. С понижением температуры (и уменьшением влажности) скорость звука уменьшается. Так, при температуре 0°C и сухом воздухе она равна только 332 м/сек , или 1195 км/час . Скорость звука в воздухе (ее обычно обо-

значают буквой a) можно определить по следующей приближенной формуле:

$$a = 20\sqrt{T},$$

где T — абсолютная температура, т. е. $T = 273 + t$;

a — скорость звука в м/сек.

Пользуясь этой формулой и таблицей стандартной атмосферы, можно найти величины скорости звука на разных высотах.

Высота H , м	Температура воздуха, $t^\circ\text{C}$	Скорость звука, a	
		м/сек	км/час
0	15	340	1224
5400	—20	318	1145
10 000	—50	300	1080
11 000 (и выше в стратосфере до высоты 30 км)	—56,6	292	1054

Помня, что такое звук и скорость звука, вернемся к вопросу о сжимаемости воздуха при движении в нем тела. Покажем, что величина сжатия зависит от скорости движения и скорости звука.

Пусть воздух определенной температуры находится в трубе, имеющей поршень (рис. 172, а). Предположим, что поршень начал двигаться от сечения B со скоростью V м/сек, которая меньше скорости звука a . Очевидно, находящийся перед поршнем воздух начнет сжиматься (уплотняться) и через одну секунду, т. е. ко времени прихода поршня к сечению C , сжатие распространится на расстояние a , равное скорости звука при данной температуре, т. е. до некоторого сечения D .

Предположим теперь, что при той же температуре воздуха в трубе и, следовательно, при той же скорости звука a поршень начал двигаться от сечения B со скоростью V_1 , большей чем V (рис. 172, б). Как видим, в этом случае сжатие воздуха распространится за одну секунду

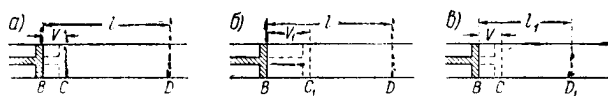


Рис. 172. Сжатие воздуха в трубе в зависимости от скорости движения поршня и скорости звука

ду на меньший объем и, следовательно, величина сжатия будет больше, чем в первом случае.

Таким образом, *величина сжатия будет тем больше, чем больше скорость движения* (при неизменной скорости звука).

Теперь выясним, как зависит величина сжатия воздуха от скорости звука. Для этого предположим, что скорость движения поршня остается неизменной, т. е. равной V м/сек (рис. 172, в), скорость же звука a_1 меньше, чем a (в трубе находится воздух более низкой температуры). Как видим, и в этом случае сжатие воздуха распространится за одну секунду на меньший объем, т. е. величина сжатия будет больше, чем на рис. 172, а.

Таким образом, *величина сжатия воздуха будет тем больше, чем меньше скорость звука*.

Число М. Итак, мы пришли к выводу, что при движении тела величина сжатия воздуха будет прямо пропорциональна скорости движения и обратно пропорциональна скорости звука (в данном слое воздуха). Следовательно, величина сжатия воздуха зависит не от каждого из этих факторов в отдельности, а от отношения скорости движения V (скорости полета, скорости потока) к скорости звука a в данном потоке. Это отношение называется числом M , т. е.

$$M = \frac{V}{a}.$$

Таким образом, скорость звука является как бы масштабом скорости полета. Если скорость полета меньше скорости звука, то $M < 1$; если скорость полета равна скорости звука, то $M = 1$; если скорость полета больше скорости звука, то $M > 1$.

Итак, *величина сжатия воздуха при движении в нем тела зависит от числа М и будет тем больше, чем больше число М*.

Опытным путем установлено, что если число M не превышает 0,3, то влияние сжимаемости воздуха на аэродинамику самолета незначительно. При нескольких больших числах M влияние это делается существенным и учет влияния сжимаемости воздуха становится уже обязательным. При числах M , близких к единице и превышающих единицу, влияние сжимаемости воздуха на аэродинамику самолета становится чрезвычайно сильным.

§ 127. РАСПРОСТРАНЕНИЕ ЗВУКОВЫХ ВОЛН В ПОТОКЕ ВОЗДУХА

Известно, что звук доносится по ветру скорее, а против ветра идет дольше. Звуковая волна — это воздушная волна, а ветер — течение воздуха, и естественно, что по ветру звуковая волна распространяется быстрее, а против ветра медленнее. В первом случае волна сносится ветром, а во втором — задерживается им. Это интересное и важное для нас явление рассмотрим глубже.

В неподвижном воздухе звуковые волны распространяются от породившего их источника A со скоростью звука во все стороны одинаково (рис. 173, a). Каждая волна представляет собой сферу, радиус которой увеличивается в секунду на a метров, причем центр сферы все время остается в центре источника возмущений воздуха.

Как изменится эта картина, если возмущения воздуха будут производиться не в покоем воздухе, а в потоке воздуха?

Если возмущения будут производиться в потоке воздуха, то звуковые волны будут не только распространяться радиально со скоростью звука, но одновременно за каждую секунду будут сноситься потоком на расстояние, равное скорости потока. Конечный результат будет зависеть, очевидно, от отношения скорости потока к скорости звука, т. е. от величины числа M .

Если скорость потока V будет меньше скорости звука a (т. е. $M < 1$), то звуковые волны будут распространяться против потока со скоростью $a - V$, а по потоку — со скоростью $a + V$, в результате чего они хотя и будут распространяться во все стороны от источника возмущения, но уже неравномерно по отношению к нему (рис. 173, b).

Если скорость потока будет равна скорости звука ($M = 1$), то разность скоростей окажется

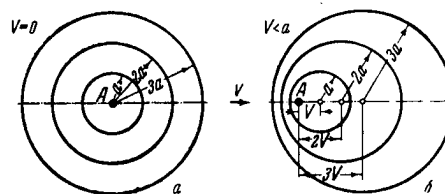


Рис. 173. Распространение звуковых волн: a — в неподвижном воздухе; b — в потоке воздуха, скорость которого меньше скорости звука

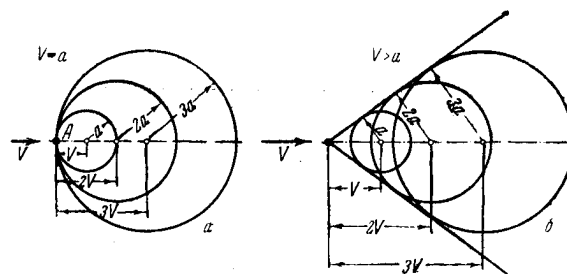


Рис. 174. Распространение звуковых волн в потоке воздуха, скорость которого: a — равна скорости звука; b — больше скорости звука

равной нулю и, следовательно, звуковые волны не смогут распространяться против потока, а только по потоку (рис. 174,а). В результате около источника возмущений, где сферические волны как бы наслаиваются друг на друга, образуется уплотненная прослойка воздуха.

Если скорость потока будет больше скорости звука ($M > 1$), то звуковые волны, очевидно, тем более не смогут распространяться против потока и, сносимые потоком, будут концентрироваться позади источника в некоторой конической части пространства, вытянутой по направлению потока (рис. 174,б), в чем нетрудно убедиться. За каждую секунду звуковая волна будет сноситься потоком на расстояние V , распространяться же радиально будет на меньшее расстояние a . Таким образом, к концу первой секунды волну снесет потоком на расстояние V , распространится же волна радиально на расстояние a ; к концу второй секунды волну снесет на расстояние $2V$, распространится же волна радиально на расстояние $2a$ и т. д. Следовательно, сферические волны будут увеличиваться пропорционально пути, проходимому потоком (или телом). Так как волны будут распространяться не только в данных на чертеже положениях, но и во всех промежуточных, то огибающая всех этих сферических волн представится на чертеже прямой линией. В пространстве же из этих сферических волн получится конус возмущений, или волновой конус — коническая волна.

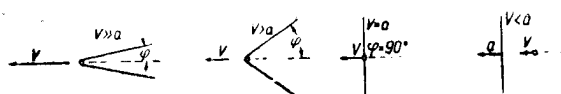


Рис. 175. Зависимость формы конической волны от числа M ; при $V < a$ звуковая волна опережает тело (правый рисунок)

Форма конической волны, т. е. угол при вершине конуса (угол раствора), зависит от числа M . В этом нетрудно и убедиться, если посмотреть, чему равен угол φ при вершине конуса (рис. 175). Из чертежа видно, что

$$\sin \varphi = \frac{a}{V} = \frac{1}{M},$$

т. е. это величина, обратная числу M .

Когда скорость полета много больше скорости звука ($V \gg a$), то синус угла φ , а значит и угол φ получается малым, т. е. волновой конус получается острым. Если скорость полета уменьшается, оставаясь больше скорости звука ($V > a$), угол φ увеличивается и волновой конус получается более тупым. При скорости полета, равной скорости звука ($V = a$), получаем, что $\sin \varphi = 1$ и, следовательно, угол $\varphi = 90^\circ$; это означает, что коническая волна обратилась в плоскую, идущую впереди тела. При скоростях, меньших скорости звука ($V < a$), звуковая волна обгоняет тело.

§ 128. ОБТЕКАНИЕ ТЕЛ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ ВОЗДУХА. УДАРНАЯ ВОЛНА И ВОЛНОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ

Если тело, имеющее значительное поперечное сечение (например, пуля, снаряд, фюзеляж или крыло самолета), летит со сверхзвуковой скоростью, то оно создает сильное возмущение воздуха. В этих случаях передняя—головная—часть волнового конуса (рис. 176) образуется резким и сильным повышением давления, плотности и температуры воздуха, или, как говорят аэродинамики, скачком давления, скачком уплотнения и скачком температуры воздуха.

Почему создаются эти резкие возмущения воздуха и как они влияют на движение тела, на полет самолета?

Если скорость потока (полета) меньше скорости звука, то возмущения воздуха, вызываемые телом, распространяются, как мы видели, не только по потоку, но и

против потока (см. рис. 173,б). Следовательно, в этом случае звуковые волны обгоняют тело и как бы сигнализируют находящемуся впереди воздуху о приближении тела. Поэтому при подходе к телу воздушный поток деформируется (чтобы принять тело), как бы приспосабливается к его форме и обтекает его. Таким образом, при сравнительно малых дозвуковых скоростях обтекание имеет тот вид, который хорошо знаком нам по первой части книги (см. рис. 11).

Если же скорость потока (полета) больше скорости звука, то вызываемые телом волны сносятся потоком, отстают от тела (см. рис. 174,б), а следовательно, в этом случае они уже не могут сигнализировать находящемуся впереди воздуху о приближении тела и последнее с громадной скоростью врывается в совершенно невозмущенный воздух. В результате перед телом резко и сильно — скачком — повышаются давление, плотность и температура воздуха. Таким образом, картина обтекания тела воздухом при сверхзвуковых скоростях получается совсем иной (рис. 176,а). Линии тока идут здесь прямыми вплоть до поверхности волнового конуса, и лишь за ней начинается обтекание тела. При этом скачкообразное повышение давления, плотности и температуры воздуха получается и у хвостовой части тела, но меньшей интенсивности.

Ударная волна и волновое сопротивление. Итак, в самой передней — головной — волне воздух сильно уплотнен. Посмотрим, к чему это ведет. Для этого сначала представим себе неподвижное тело, обдуваемое сверхзвуковым потоком, а затем — тело, которое летит со сверхзвуковой скоростью. Это поможет нам лучше по-

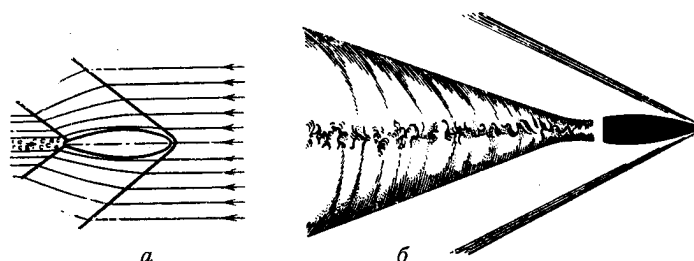


Рис. 176. Обтекание тела сверхзвуковым потоком (справа — фотоснимок полета пули)

нять рассматриваемое явление, хотя в обоих случаях оно будет протекать совершенно одинаково.

Когда в аэродинамической трубе сверхзвуковой поток обдувает неподвижное тело (рис. 176,а), то будет неподвижной и создаваемая им головная уплотненная волна. Поток с громадной скоростью налетает на эту уплотненную волну, и скорость частиц воздуха резко падает (тем самым все время поддерживается резкое повышение — скачок — давления, плотности и температуры воздуха). Получается как бы удар потока о некоторое препятствие, хотя и проходное для него, но резко тормозящее его скорость. Поэтому головную волну называют также ударной волной. На сильное торможение скорости потока затрачивается некоторая доля его кинетической энергии, которая превращается на скачке в тепловую энергию, и последняя рассеивается по волновому конусу.

Теперь мысленно повернем вектор скорости потока в обратную сторону, т. е. представим себе полет тела со сверхзвуковой скоростью (например, пули, снаряда, самолета). Очевидно, в этом случае вместе с телом будет нестись с громадной скоростью и порождаемая им ударная волна (рис. 176,б). Теперь она будет тормозить скорость движения тела, на что будет затрачиваться некоторая доля кинетической энергии тела (у самолета — доля энергии его двигателя).

Из сказанного нетрудно заключить, что при движении тела со сверхзвуковой скоростью создается некоторое добавочное сопротивление, вызываемое скачком уплотнения воздуха перед телом, т. е. ударной волной (в более слабой степени ударная волна, как было сказано, отходит и от хвостовой части тела). Это добавочное сопротивление, сильно увеличивающее лобовое сопротивление тела, и называют волновым сопротивлением.

Как уменьшить волновое сопротивление?

На малых скоростях наиболее выгодная и хорошо обтекаемая форма тела характеризуется, как известно, закругленной и довольно тупой передней частью и более заостренной задней. На звуковых же скоростях, когда лобовое сопротивление сильно увеличено вследствие появления волнового сопротивления, указанная форма уже не будет выгодной. На звуковых скоростях,

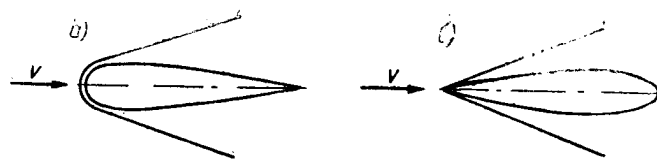


Рис. 177. Примерный вид ударной волны при обдувании сверхзвуковым потоком: *а* — тупого тела; *б* — заостренного тела (при одинаковой скорости потока)

оказывается, должна быть заострена не столько задняя, сколько передняя, носовая часть тела. Дело в том, что при одной и той же скорости сверхзвукового потока ударная волна получается менее интенсивной, если носовая часть тела не тупая, а заостренная (рис. 177). Как показывают опыты, при набегании сверхзвукового потока на заостренное тело (например, клин, пулю с острым носиком, заостренный фюзеляж, крыло с острой передней кромкой) скачок давления и уплотнения воздуха, как говорят, «садится на острие», т. е. ударная волна отходит непосредственно от самой носовой, заостренной, части тела.

Таким образом, чем острее носовая часть тела, тем меньшее возмущение вызовет она в потоке, а значит меньше будет и волновое сопротивление.

§ 129. ВОЛНОВОЙ КРИЗИС ПРИ ОКОЛОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ. КРИТИЧЕСКОЕ ЧИСЛО M

Из сказанного в предыдущем параграфе можно бы, казалось, заключить, что лобовое сопротивление самолета должно начать резко увеличиваться только тогда, когда скорость полета достигнет скорости звука. В действительности же резкое увеличение лобового сопротивления начинается на скоростях около 800—900 км/час, т. е. значительно меньших, чем скорость звука. Чем же это объясняется?

Как известно из первой части книги, при обтекании крыла воздушным потоком скорость струек воздуха над верхней (выпуклой) поверхностью крыла значительно превышает скорость полета (см. § 20). В зависимости от формы профиля это может быть и под крылом, а также в других местах, например у соединения крыла с фюзеляжем, у фонаря кабины и т. д. Таким образом,

местные скорости движения воздуха, в особенности над крылом, превышают скорость полета. Поэтому, когда скорость полета еще только приближается к скорости звука, местная скорость в некоторых точках крыла уже превышает скорость звука. В зонах этих местных звуковых скоростей возникают местные скачки давления и уплотнения воздуха, и от малейших неровностей начинают отходить «местные» конические волны.

Местные скачки давления сильно изменяют картину распределения давления по крылу и являются причиной возникновения волнового сопротивления, из-за которого значительно возрастет коэффициент лобового сопротивления, а следовательно, и лобовое сопротивление самолета. Одновременно с этим резко уменьшается местный коэффициент подъемной силы. Аэродинамический фокус крыла существенно смещается назад, что изменяет устойчивость и управляемость самолета. У крыла начинается, как говорят, волновой кризис.

Критическое число M . Скорость полета, при которой где-либо на крыле получаются местные скорости, равные звуковой, и начинается волновой кризис, называется критической скоростью ($V_{\text{крит}}$), а соответствующее ей число M — критическим числом M . Следовательно,

$$M_{\text{крит}} = \frac{V_{\text{крит}}}{a}.$$

Скорость звука a в тропосфере с увеличением высоты, как нам известно, уменьшается. Поэтому в тропосфере при одной и той же скорости полета V число $M_{\text{крит}}$ будет с высотой увеличиваться, т. е. будет увеличиваться влияние сжимаемости воздуха на аэродинамику самолета. Отсюда следует, что, например, на высоте 8000 м волновой кризис наступит раньше, т. е. на меньшей скорости полета, чем у земли.

В стратосфере, там, где температура постоянная, скорость звука не меняется. Поэтому там с увеличением высоты и при сохранении скорости полета число M будет также постоянным, влияние сжимаемости на аэродинамику самолета не будет изменяться.

ГЛАВА XVI

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ФОРМЫ СКОРОСТНЫХ (РЕАКТИВНЫХ) САМОЛЕТОВ

§ 130. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ ПО ПРОФИЛЮ КРЫЛА ПРИ ЗАКРИТИЧЕСКИХ ЧИСЛАХ M ПОЛЕТА

Профили крыльев скоростных реактивных самолетов имеют малую относительную толщину и малую или даже нулевую относительную кривизну (симметричные профили). При обтекании такого крыла под очень малым положительным углом атаки пониженное давление (разрежение воздуха) получается не только над крылом, но и под крылом. Разность давлений, необходимая для возникновения подъемной силы, имеется, так как давление под крылом понижено меньше, чем над крылом.

Учитывая это, посмотрим, как распределяется давление по профилю при одном и том же малом угле атаки, но при разных скоростях, т. е. при разных числах M полета.

На рис. 178,а и 178,б показано распределение давления при малых докритических числах M , приблизительно при $M \approx 0,4$ и $M \approx 0,6$. Мы видим, что во втором случае разрежение над крылом больше, чем в первом, причем под крылом картина пока не изменилась. Таким образом, при докритических числах M с увеличением числа M разрежение над профилем увеличивается, что приводит к некоторому росту подъемной силы. Возможно также некоторое смещение центра давления по направлению к передней кромке крыла.

При дальнейшем увеличении скорости полета, а именно: после $M_{\text{крит}}$ (рис. 178,в и 178,г), начинает изменяться уже сам характер распределения давления по профилю. На верхней поверхности крыла разрежение в передней части профиля уменьшается, а на задней части сильно возрастает. Это происходит потому, что впереди скачка давления (нижние рисунки) скорость потока становится уже сверхзвуковой и поэтому давление падает. На нижней поверхности крыла зона разрежения тоже вначале незначительно увеличивается.

После того как под крылом возникает скачок, внизу резко возрастает разрежение. При дальнейшем увеличе-

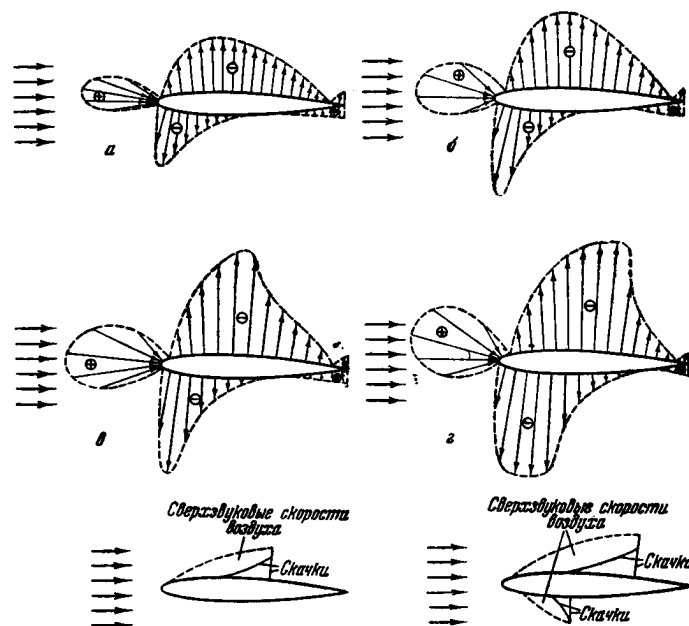


Рис. 178. Распределение давления по профилю крыла при малом угле атаки при разных числах M — докритических и закритических

нии числа M оба скачка (а следовательно, и зоны больших разрежений) смещаются назад. Следует, однако, отметить, что верхний скачок в своем движении назад отстает от нижнего.

§ 131. ИЗМЕНЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ И КАЧЕСТВА КРЫЛА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ЧИСЛА M

Влияние сжимаемости воздуха на аэродинамические силы учитывается аэродинамическими коэффициентами, известные же нам формулы для определения аэродинамических сил остаются без изменения. Следовательно, коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления крыла, которые при малых скоростях полета зависят, как нам известно, от угла атаки, формы крыла и

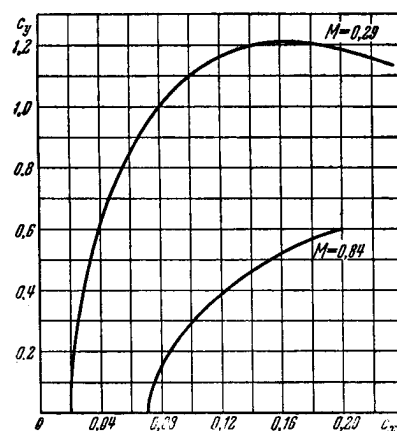


Рис. 179. Примерный вид поляры крыла при некотором докритическом и некотором закритическом числах M

состояния его поверхности, при больших скоростях зависят еще от числа M .

На рис. 179 даны для сравнения поляры крыла при некотором малом докритическом числе $M=0,29$ и закритическом числе $M=0,84$.

После возникновения волнового кризиса коэффициент подъемной силы вначале несколько растет. Но этот рост прекращается после появления кризиса под профилем. На-

чинается падение коэффициента C_y (рис. 180).

Однако, когда нижний скачок достигает задней кромки, коэффициент C_y вновь начинает расти до тех пор, пока и верхний скачок не дойдет до задней кромки профиля. После этого рост числа M ($M > 1$) приводит к падению коэффициента C_y (рис. 181).

Коэффициент лобового сопротивления после $M_{крит}$ начинает сильно расти и достигает максимальной величины примерно при $M=1$ (если рассматривать прямое крыло или только профиль крыла), а при дальнейшем увеличении числа M убывает (рис. 180 и 181). Чем это объясняется?

В § 127 было написано, что если скорость тела достигает скорости звука, то перед телом образуется плоская волна, перпендикулярная направлению движения, т. е. под прямым углом к потоку, прямой скачок, как говорят аэродинамики.

Таким образом, когда самолет достигает скорости звука, то перед ним образуется такая плоская волна уплотненного воздуха, которую самолет как бы толкает впереди себя.

Если же скорость полета превысит скорость звука, то теперь уже не впереди тела, а позади него образует-

ся коническая волна—к о с о й с к а ч о к. В этом случае скачок давления, плотности и температуры воздуха получается не столь резким, как при прямом скачке, и волновое сопротивление будет меньше.

Сказанное иллюстрирует рис. 182, на котором зарисована серия фотоснимков полета пули при различных числах M . Мы видим начало волнового кризиса при $M=0,900$ — возникли два прямых скачка; это показывает, что на поверхности пули появилась местная скорость воздуха, равная скорости звука. При дальнейшем увеличении числа M местные скачки становятся все более косыми, т. е. местные скорости воздуха стали уже больше скорости звука. Наконец при $M=1,015$ мы видим прямой скачок впереди пули, т. е. *ударную плоскую*

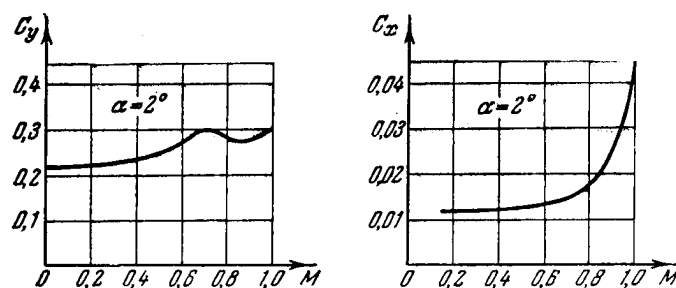


Рис. 180. Примерный вид изменения аэродинамических коэффициентов крыла в зависимости от числа M при дозвуковых скоростях

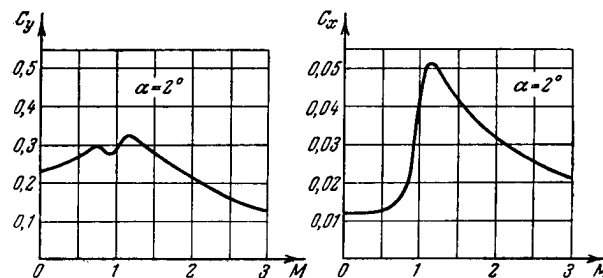


Рис. 181. Примерный вид изменения аэродинамических коэффициентов крыла в зависимости от числа M при сверхзвуковых скоростях

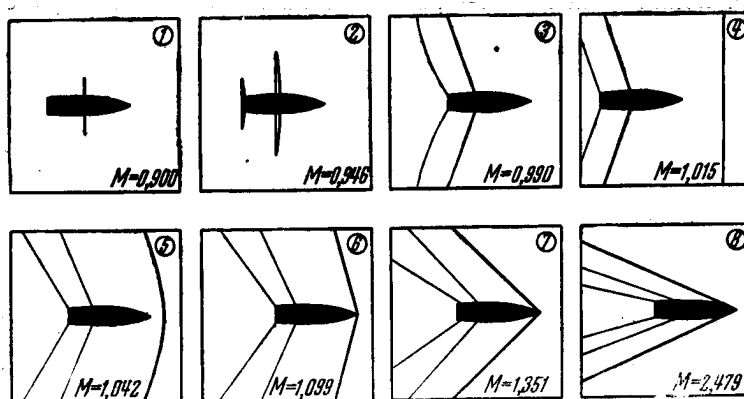


Рис. 182. Зарисовки серии фотоснимков полета пули при различных числах M

волну, которая с увеличением числа M приближается к пуле, «садится» на носок, изгибается, превращаясь в коническую волну, угол раствора которой все более уменьшается по мере роста скорости полета пули.

Изменения коэффициентов c_y и c_x крыла происходят при меньших числах M с увеличением угла атаки. Причина этого заключается в том, что с увеличением угла атаки над верхней поверхностью крыла разрежение воздуха увеличивается, а это вызывает более раннее наступление волнового кризиса, т. е. при меньшем числе M .

§ 132. ПОЛЯРА РЕАКТИВНОГО САМОЛЕТА, ЕГО ПОДЪЕМНАЯ СИЛА И ЛОБОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ

Для определения подъемной силы и лобового сопротивления самолета мы пользовались его поляррой. Что же представляет собой полярра реактивного самолета?

В предыдущем параграфе мы видели, что вследствие влияния сжимаемости воздуха на аэродинамические силы полярры крыла реактивного самолета получается разная при различных числах M полета. Естественно, что и полярра самолета, отличающаяся от полярры крыла только тем, что на ней учтен еще коэффициент вредного сопротивления (ненесущих частей самолета), будет на

больших скоростях полета изменяться при увеличении числа M полета.

Таким образом, для определения подъемной силы и лобового сопротивления реактивного самолета необходимо иметь не одну поляру, а семейство полар — для тех чисел M , при которых данный самолет летает.

На рис. 183 дана поляра реактивного самолета для разных чисел M полета. Рассмотрим ее.

Первое, что бросается в глаза, — это уменьшение коэффициента подъемной силы $c_{y\text{макс}}$ с ростом числа M .

Однако на практике это не влечет за собой неприятностей, так как на больших скоростях реактивные самолеты летают при очень малых значениях коэффициента c_y .

Второе, что мы тоже сразу замечаем, — это увеличение коэффициента лобового сопротивления при постоянном c_y и, следовательно, уменьшение аэродинамического качества самолета с увеличением числа M . Очень характерной величиной является коэффициент c_{x0} , когда коэффициент подъемной силы $c_y = 0$. Можно сразу видеть, что при $M = 0,30$ коэффициент $c_{x0} = 0,02$, а при $M = 0,86$ коэффициент $c_{x0} = 0,07$, т. е. уже в три с половиной раза больше.

Но при $c_y = 0$ самолет, как известно, может только отвесно пикировать. Горизонтальный же полет осуществляется при малых положительных значениях коэффициента c_y , при которых коэффициент лобового сопротивления c_x при $M = 0,86$, как видим, в 4—5 раз больше, чем при $M = 0,30$.

Таким образом, лобовое сопротивление самолета при закритических числах M возрастает (вследствие появления волнового сопротивления) в несколько раз по сравнению с докритическими числами M полета.

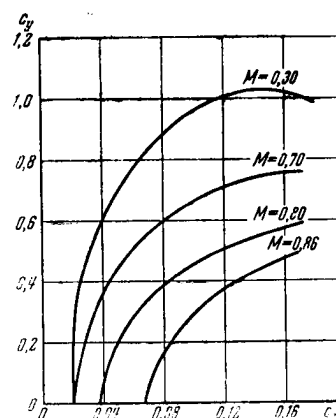


Рис. 183. Примерный вид изменения полары реактивного самолета в зависимости от числа M

**§ 133. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ФОРМЫ СКОРОСТНЫХ
РЕАКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ. САМОЛЕТ МиГ-15 бис**

При закритических числах M полета лобовое сопротивление самолета, как мы видели, резко возрастает. Для преодоления его требуется большая тяга. Это обстоятельство было препятствием на пути достижения звуковых скоростей, так как для винтовых самолетов преодолеть «звуковой барьер» было невозможно. С появлением реактивных двигателей проблема большой тяги была разрешена, но этого было недостаточно. Требовалось изменить аэродинамическую форму самолетов.

Волновой кризис возникает, как мы видели, вследствие того, что по достижении самолетом некоторой скорости на его крыле или в других местах появляются сверхзвуковые течения воздуха, а вследствие этого — и скачки давления, и уплотнения воздуха. Устранить это явление, очевидно, невозможно, но требовалось сделать хотя бы так, чтобы волновой кризис наступал как можно позже (при больших числах M) и рост коэффициента лобового сопротивления был бы менее сильным.

Аэродинамики шли именно этим путем. На основе опытов в аэродинамических трубах и летных испытаний самолетов советские ученые и инженеры создали новые аэродинамические формы самолета, в особенности его крыла, наиболее выгодные для полета на больших скоростях. Основная задача состояла в том, чтобы уменьшить волновое сопротивление и улучшить устойчивость и управляемость скоростного самолета.

Для обычных винтовых самолетов применяются довольно толстые профили крыльев со значительной кривизной. Но чем больше относительная толщина и кривизна крыла, тем больше увеличивается местная скорость воздуха над наиболее выпуклой частью поверхности крыла. Следовательно, тем раньше получают местные звуковые скорости на крыле и возникает волновой кризис (при меньшем числе M). Поэтому для скоростных самолетов такие профили крыльев непригодны, а нужны тонкие профили с очень малой и даже нулевой кривизной (симметричные). У винтовых самолетов симметричные профили применяются только для оперения, для крыльев же они малопригодны, так как развиваемая таким крылом подъемная сила на малых

углах атаки недостаточна для горизонтального полета (следует помнить, что все самолеты, даже По-2, при максимальной и близкой к ней скоростях летают на малых углах атаки). Но если скорость самолета очень большая, то крыло симметричного профиля и на малом угле атаки развивает уже вполне достаточную подъемную силу.

Второй характерной особенностью скоростных профилей крыльев является расположение максимальной толщины профиля не в передней его части (как у крыль-



Рис. 184. Примерные формы профилей крыльев скоростных самолетов: *а* — для околозвуковых скоростей; *б* — для сверхзвуковых скоростей полета

ев винтовых самолетов), а ближе к середине хорды, точнее, на 35—50% длины хорды от носка профиля (рис. 184, *а*), у сверхзвуковых же самолетов — даже на 60% длины хорды (рис. 184, *б*). Такие профили, во-первых, имеют меньший коэффициент профильного сопротивления; объясняется это тем, что при обтекании такого профиля переход в пограничном слое ламинарного течения воздуха в турбулентное происходит позже, чем у обычных профилей (подобные профили и называют ламинаризованными). Во-вторых, такие профили имеют и меньший коэффициент волнового сопротивления, так как смещение наибольшей толщины профиля назад уменьшает зону разрежения над задней частью крыла.

Чтобы отодвинуть волновой кризис (увеличить $M_{\text{крит}}$) и уменьшить волновое сопротивление, выбирают не только соответствующий выгодный профиль крыла, но и наиболее выгодную форму крыла в плане и выгодное удлинение крыла. С этой точки зрения широкое применение получили стреловидные крылья и крылья малых удлинений.

Для самолетов околозвуковых скоростей применяют крылья с прямой стреловидностью (концы крыльев от-

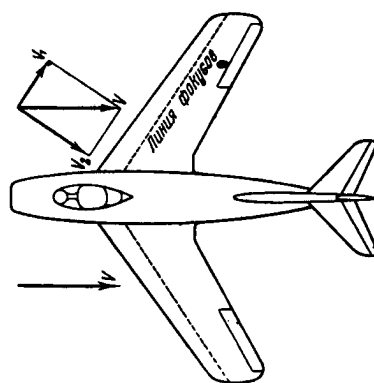


Рис. 185. Выгодность стреловидного крыла при больших скоростях полета (схема самолета МиГ-15 бис — вид сверху)

ведены назад), причем угол стреловидности достигает 40° , а для самолетов сверхзвуковых скоростей — до 60° .

Выгодность стреловидного крыла можно объяснить следующим образом (рис. 185).

Разложим скорость потока, набегающего на крыло, на две составляющие: параллельно линии фокусов (т. е. линии, проходящей через фокусы профилей) и перпендикулярно ей. Первая из них почти не влияет на распределение давлений по профилю крыла. Распре-

деление давлений по профилю крыла определяется только второй составляющей скорости (V_2). Следовательно, на стреловидном крыле волновой кризис может возникнуть только тогда, когда составляющая V_2 скорости полета достигнет значения $V_{\text{крит}}$, т. е. позже, чем на прямом крыле.

Таким образом, эффект стреловидности крыла состоит в том, что начало волнового кризиса затягивается, отодвигается на большие числа M и, кроме того, волновое сопротивление получается меньше, чем в случае прямого крыла.

Меньшее волновое сопротивление объясняется тем, что возникшая ударная волна всегда будет косой. Следовательно, чем больше стреловидность, тем будет более косой ударная волна и тем меньше будет сопротивление. Однако для данной скорости полета угол стреловидности не должен быть больше, чем это необходимо, так как наряду с уменьшением коэффициента лобового сопротивления стреловидность крыла уменьшает и коэффициент подъемной силы.

Характерной особенностью аэродинамических форм реактивных самолетов является применение обратного поперечного V крыльев (рис. 186). Это делается, как

мы увидим, с целью улучшения поперечной управляемости самолета.

Оперение реактивных самолетов обычно имеет тоже стреловидную форму, причем угол стреловидности оперения делается больше, чем угол стреловидности крыла. Цель этого — оттянуть возникновение волнового кризиса на оперении настолько, чтобы он возникал позже, чем на крыле, и тем самым улучшить работу оперения (подробнее об этом в главе об устойчивости и управляемости).

С этой же целью оперение обычно располагают выше — так, чтобы оно оказалось вне спутной, заторможенной и сильно завихренной струи от крыла. Кроме того, важно удалить оперение от струи газов, выходящих из реактивного двигателя.

Большое значение имеет, разумеется, и форма фюзеляжа реактивного самолета. С целью уменьшения волнового сопротивления фюзеляжу придают форму тела вращения с расположением наибольшего поперечного сечения примерно посередине (рис. 186).

Для уменьшения лобового сопротивления на некоторых самолетах применяют «правило площадей»: площадь поперечного сечения фюзеляжа уменьшают на площадь поперечных сечений тех частей, которые крепятся к нему (крыло, оперение и т. п.).

Наконец для скоростных самолетов имеет особенно

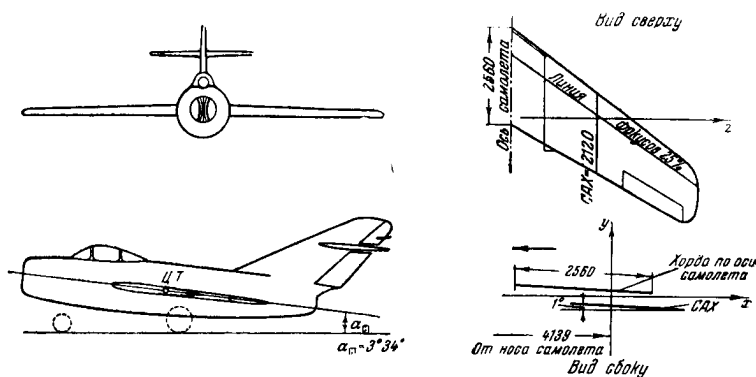


Рис. 186. Схема самолета МиГ-15 бис — вид спереди и сбоку; положение средней аэродинамической хорды

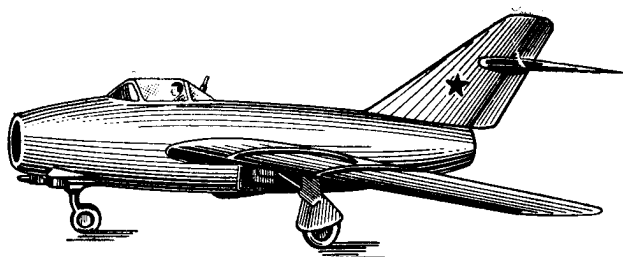


Рис. 187. Самолет МиГ-15 бис; на верхней поверхности крыла видны аэродинамические гребни (перегородки)

важное значение правильное сопряжение крыла с фюзеляжем, так как при неудачной их комбинации волновой кризис у самолета может возникнуть раньше, чем у изолированного крыла.

Самолет МиГ-15 бис. Реактивный истребитель МиГ-15 бис (рис. 187) конструкции А. И. Микояна и М. И. Гуревича снабжен двигателем ВК-1, смонтированным в хвостовой части фюзеляжа. Воздух для двигателя поступает через воздухозаборник, расположенный в носовой части фюзеляжа и разделяющийся далее на два канала, которые обходят кабину летчика. Кабина — герметическая, с катапультируемым сиденьем. Самолет имеет воздушные тормозные щитки, которые расположены на задней части фюзеляжа. Летчик может отклонять щитки против потока с помощью гидравлической системы самолета.

Крыло — стреловидное, набрано из тонких профилей, причем профили концевых сечений крыла являются более несущими, чем корневые. Это сделано с целью обеспечить самолету лучшую поперечную и лутевую устойчивость и управляемость в полете на больших углах атаки, так как более несущие концевые профили задерживают срыв потока на конце крыла.

С той же целью улучшения поперечной устойчивости и управляемости крыло имеет на верхней поверхности четыре аэродинамических гребня, или, проще сказать, перегородки, направленные по потоку (на расстоянии 700 и 1700 мм от фюзеляжа). Назначение их — помешать перетеканию пограничного слоя воздуш-

ного потока по размаху крыла и таким образом предотвратить преждевременный срыв потока, ведущий к уменьшению подъемной силы и могущий привести к сваливанию самолета в штопор.

Крыло имеет элероны с внутренней аэродинамической компенсацией и гидроусилителем. Щитки-закрылки могут быть отклонены в два положения: взлетное — на угол 20° и посадочное — на угол 55° .

§ 134. ВОЗДУШНЫЕ ВИНТЫ ДЛЯ СКОРОСТНЫХ САМОЛЕТОВ

Одним из препятствий к достижению больших скоростей на винтовых самолетах было падение к.п.д. винта при большой скорости полета. Однако исследования показали, что путем улучшения форм лопастей можно и на больших скоростях сохранить приемлемые значения к.п.д. винта.

Как нам известно, результирующая скорость элемента лопасти складывается из скорости полета и окружной скорости вращения винта. Отсюда ясно, что скорость элемента лопасти значительно раньше, чем скорость полета, приблизится к скорости звука, а тогда вследствие возникновения волнового кризиса меняется картина распределения давлений по профилю лопасти, уменьшается сила тяги, тормозящий же момент и необходимая для вращения винта мощность возрастают, т. е. к.п.д. винта падает. Таким образом, влияние сжимаемости воздуха при скоростном полете сказывается на винте раньше, чем на крыле. Это влияние определяется «лопастным» числом M , равным отношению результирующей скорости W к скорости звука на данной высоте, т. е.

$$M_{\text{лоп}} = \frac{W}{a}.$$

Из сказанного ясно, что лопастное число M изменяется вдоль лопасти, поскольку вдоль лопасти изменяется величина результирующей скорости (вследствие изменения окружной скорости).

По аналогии с крылом результирующую скорость, при которой где-либо на лопасти появляется местная звуковая скорость, называют критической, а соответствующее лопастное число M — критическим лопастным числом M .

Если где-либо на лопасти результирующая скорость и лопастное число M превысят их критические значения, то там образуется зона местных сверхзвуковых скоростей и, следовательно, появляются местные скачки давления.

У обычных винтов волновой кризис раньше всего возникает на концевых и корневых частях лопастей. Объясняется это тем, что концевая часть лопасти имеет большую окружную скорость, а корневая часть обычно имеет толстый профиль.

Улучшить работу винта можно двумя путями: уменьшить результирующую скорость путем уменьшения окружной скорости (т. е. путем уменьшения диаметра винта и числа оборотов) и применять для лопастей специальные скоростные профили. Такие профили, подобно скоростным профилям крыльев, имеют меньшую кривизну, их наибольшая толщина расположена примерно на 50% хорды и, кроме того, они имеют заостренный носик. Поэтому критические скорости получаются выше, чем у обычных винтов, и снижение к.п.д. начинается при больших числах $M_{\text{лоп. крит.}}$.

Важную роль играет и форма лопасти в плане. Получили применение саблевидные и прямоугольные лопасти. У первых эффект саблевидности аналогичен эффекту стреловидности крыла. Прямоугольная же лопасть позволяет при той же абсолютной толщине уменьшить относительную толщину лопасти, что и отдаляет волновой кризис.

§ 135. ВКЛАД ОТЕЧЕСТВЕННЫХ УЧЕНЫХ В РАЗВИТИЕ АЭРОДИНАМИКИ БОЛЬШИХ СКОРОСТЕЙ И СКОРОСТНЫХ САМОЛЕТОВ

Еще в прошлом веке выдающийся русский ученый артиллерийский генерал Н. В. Маневский (1823—1892) указал на значение сжимаемости воздуха при больших скоростях движения в своем капитальном труде «Курс внешней баллистики» (1870 г.). Особое внимание им было обращено на значение скорости звука и явления, имеющие место при полете артиллерийских снарядов. Значение скорости звука он выразил известным нам

соотношением $\frac{v}{a}$, которое и получило название числа Маиевского.

Огромный вклад в науку о полете с большими скоростями внес ученик и соратник Н. Е. Жуковского — академик С. А. Чаплыгин.

В конце прошлого века С. А. Чаплыгин, тогда еще совсем молодой ученый, избрал для своей докторской диссертации исследование течений газа с учетом его сжимаемости. Для того времени это была задача большой трудности. Ученые тогда считали, что газ, независимо от скорости, течет подобно несжимаемой жидкости. С. А. Чаплыгин чисто математическим путем показал отличие скоростного потока капельной жидкости (например, воды) от газового потока. В своем гениальном труде «О газовых струях» (1903 г.) Чаплыгин решил две задачи: об истечении сжимаемого газа через отверстие (в виде струи) и о давлении газового потока на поставленную поперек него плоскую преграду. Это было началом решения в будущем основной задачи обтекания газовым потоком крыла самолета с большой скоростью, близкой к скорости звука.

Таким образом, своей блестящей работой С. А. Чаплыгин положил начало новой науке — газовой динамике, или, как ее часто называют, аэродинамике больших скоростей. Труд С. А. Чаплыгина получил мировую известность и послужил основой для создания скоростной авиации.

Мысли, заложенные в труде С. А. Чаплыгина, получили дальнейшее развитие в позднейшее время. Советские газодинамики с большим успехом работают в области теории крыла скоростного самолета. В работах С. А. Христиановича, Ф. И. Франкля, А. А. Дородницына, Я. М. Серсбрейского, В. Г. Гальперина и др. получено много ценных данных для проектирования скоростных самолетов.

В результате этих работ наши конструкторы уверенно строят скоростные самолеты, укрепляя мощь советской реактивной авиации.

ГЛАВА XVII

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА РЕАКТИВНОГО
САМОЛЕТА§ 136. РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ (ОБЩЕЕ ПОНЯТИЕ).
ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ (ВРД)

Идея использования реактивного двигателя для полетов впервые возникла у нас в России. Она принадлежит известному народовольцу Н. И. Кибальчичу, который в 1881 г. составил «Проект воздухоплавательного прибора» на реактивном принципе. Дальнейшее развитие эта идея получила в трудах основоположника реактивной техники К. Э. Циолковского, предложившего в 1903 г. использовать ракету для межпланетных сообщений и положившего начало разработке теории реактивных летательных аппаратов.

Ракета является простейшим реактивным двигателем. Основная часть ракеты — камера сгорания A (рис. 188, a), в которой происходит сгорание топлива. При сгорании топлива (например, пороха) в камере образуются нагретые до высокой температуры газы и создается повышенное давление, благодаря чему происходит истечение газов через канал B , называемый соплом. Возникающая при этом реакция, т. е. ничем не уравновешенная сила противодействия F , и толкает ракету в сторону, обратную истечению газов.

Следует сказать, что тяга воздушного винта по своей природе является тоже реактивной силой, но создание ее происходит путем сложного преобразования энергии.

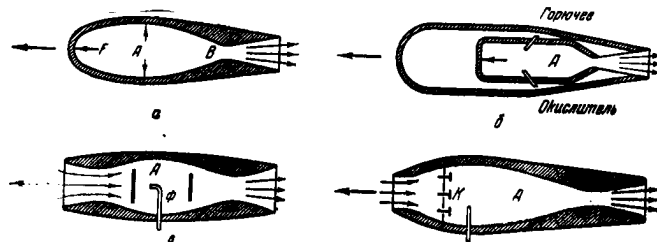


Рис. 188. Простейшие схемы реактивных двигателей: a — ракета; $б$ — жидкостная ракета; $в$ — прямоточный воздушно-реактивный двигатель; $г$ — пульсирующий воздушно-реактивный двигатель

гии топлива, тогда как ракетный двигатель создает тягу путем непосредственного выброса продуктов сгорания топлива. Поэтому ракету называют двигателем прямой реакции.

Авиационные реактивные двигатели можно разделить на ракетные и воздушно-реактивные, каждые из которых, в свою очередь, делятся на определенные типы.

Ракетные двигатели в атмосферном воздухе не нуждаются, так как у них вместе с горючим вводятся в камеры сгорания богатые кислородом твердые или жидкие вещества — окислители. По роду топлива различают ракетные двигатели твердого топлива и жидкого топлива.

У первых топливом обычно является порох, который содержит как горючее (серу и древесный уголь), так и окислитель (селитру). Пороховые двигатели расходуют очень много топлива и поэтому могут работать лишь несколько секунд. Они применяются как кратковременный источник дополнительной тяги для облегчения взлета тяжело нагруженных самолетов или ускорения взлета истребителей с палубы авианосца в виде так называемых стартовых ускорителей.

Двигатели жидкого топлива, чаще называемые жидкостно - реактивными двигателями (ЖРД), применяются как в качестве ускорителей, так и в качестве самостоятельных силовых установок. Принципиальная схема ЖРД показана на рис. 188,б. Конструктивно этот двигатель может быть выполнен весьма просто, и в этом его большое достоинство. Другим, еще более важным достоинством ЖРД является то, что величина развиваемой им тяги не зависит ни от скорости, ни от высоты полета (двигатель может работать и в безвоздушном пространстве, поскольку он не нуждается в атмосферном воздухе).

Большим недостатком жидкостных реактивных двигателей является то, что они расходуют громадное количество топлива, особенно окислителя, вследствие чего пригодны лишь для кратковременных полетов.

Чтобы увеличить время работы реактивного двигателя, надо брать необходимый для сгорания топлива кислород из атмосферы, а не возить его с собой на самолете. Это соображение привело к новой схеме реактивного двигателя — воздушно-реактивного.

Воздушно-реактивные двигатели (ВРД). Существующие воздушно-реактивные двигатели можно разделить на: 1) прямоточные, 2) пульсирующие, 3) турбокомпрессорные и 4) турбовинтовые, т. е. турбокомпрессорные в комбинации с воздушным винтом.

Простейшим из них является прямоточный ВРД. Он представляет собой сигарообразное тело с прямым потоком воздуха (рис. 188,а) и состоит в основном из трех частей — диффузора, камеры сгорания с топливными форсунками и сопла. Во время полета при проходе через диффузор воздух теряет скорость, вследствие чего повышается его давление. В камере при сгорании топлива воздух нагревается до высокой температуры и вытекает через сопло со скоростью, значительно превышающей скорость набегающего потока, создавая тем реактивную тягу.

При скорости полета, равной нулю, т. е. на месте, никакого поджатия воздуха в двигателе не будет, значит не будет и создаваться тяга. Следовательно, самолет с прямоточным ВРД для осуществления полета нуждается в предварительном разгоне за счет тяги вспомогательного двигателя (ЖРД и т. п.).

При небольших скоростях полета прямоточный ВРД невыгоден вследствие недостаточного поджатия воздуха в двигателе. Но с увеличением скорости полета тяга быстро растет, и при больших сверхзвуковых скоростях, порядка 3000—4000 км/час, прямоточный ВРД, как полагают, с точки зрения экономичности будет выгоднее всякого другого воздушно-реактивного двигателя.

Пульсирующий воздушно-реактивный двигатель отличается от прямоточного тем, что у него камера сгорания разобщена от диффузора клапанной решеткой К (рис. 188,б). Набегающий воздушный поток отжимает клапаны и поступает в камеру сгорания, куда в это время подается топливо. При сгорании топлива давление в камере повышается, поэтому клапаны закрываются, в результате чего давление сильно возрастает и происходит истечение (выхлоп) газов через сопло. При выхлопе в камере сгорания образуется разрежение, вследствие чего клапаны снова отжимаются набегающим потоком, и весь цикл повторяется сначала (он продолжается около $\frac{1}{50}$ секунды). Двигатель работает прерывисто — пульсирует, чем и объясняется его название.

§ 137. ТУРБОРЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ (ТРД)

Наиболее распространенным из воздушно-реактивных двигателей в настоящее время является турбореактивный двигатель (ТРД). Таким двигателем снабжен и самолет МиГ-15 бис.

Двигатель (рис. 189,а) состоит из следующих основных частей: диффузора, камеры сгорания с топливными форсунками, газовой турбины и сопла. Атмосферный

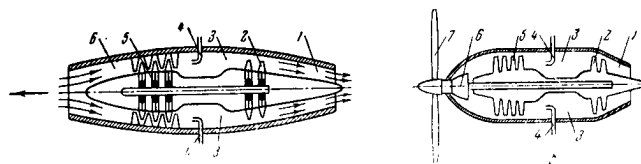


Рис. 189. Простейшие схемы турбокомпрессорного воздушно-реактивного двигателя и турбовинтового двигателя:
а — 1 — сопло, 2 — турбина, 3 — камеры сгорания, 4 — форсунки, 5 — компрессор, 6 — диффузор; б — 1 — сопло, 2 — турбина, 3 — камеры сгорания, 4 — форсунки, 5 — компрессор, 6 — редуктор, 7 — воздушный винт

воздух поступает в диффузор, где несколько поджимается. Из диффузора воздух поступает в компрессор, вращаемый турбиной. Компрессор сжимает воздух и подает его в камеру сгорания, куда впрыскивается топливо. При сгорании топливо-воздушной смеси температура в камере повышается до 1000 и более градусов. Из камеры газ поступает на лопатки турбины и, отдавая ей часть своей энергии, приводит ее во вращение (турбина насажена на один вал с компрессором). Далее газ попадает в реактивное сопло и вытекает со скоростью, превышающей скорость полета.

Таким образом, тяга турбореактивного двигателя получается благодаря увеличению скорости воздуха, проходящего через двигатель. Топливо является источником энергии, масса же его по сравнению с массой воздуха весьма незначительна.

Двигатель может работать не только в полете, но и на месте, так как сжатие воздуха и подачу его в камеру сгорания выполняет компрессор (на месте воздух засасывается в двигатель благодаря разрежению, соз-

даваемому в диффузоре работой компрессора). Запуск двигателя осуществляется специальным стартером (обычно электрическим), соединяемым с валом компрессора. Как только двигатель начинает работать, стартер автоматически отсоединяется. Топливо-воздушная смесь сначала воспламеняется от электросвечи, а в дальнейшем — от соприкосновения с пламенем. Топливом обычно служит тракторный керосин. Двигатель прост в эксплуатации и обеспечивает самостоятельный взлет самолета.

По конструктивному выполнению турбокомпрессорные ВРД разделяются на два типа: с центробежным компрессором и осевым компрессором. В первом случае двигатель более прост, его длина и вес меньше. Сжатие воздуха в 3—4 раза обеспечивается одним колесом с лопатками, или, как говорят, одной ступенью, тогда как для получения такого же поджатия в осевом компрессоре необходимо 7—8 ступеней, что увеличивает вес и длину двигателя. Зато двигатель с осевым компрессором имеет меньшую лобовую площадь и, что особенно важно, более высокий к.п.д, чем с центробежным компрессором.

Для увеличения экономичности на малых скоростях, а также для улучшения взлетных характеристик самолетов могут быть использованы турбовинтовые ВРД. Такой двигатель характерен тем, что с валом компрессора и турбины соединен воздушный винт (через редуктор, уменьшающий число оборотов), как это показано на рис. 189,б. Так как для привода винта нужна большая мощность, то газы, проходя через турбину, отдают уже большую часть своей энергии. Меньшая же часть используется в реактивном сопле для создания дополнительной (реактивной) тяги.

Таким образом, у турбовинтового двигателя примерно 90% тяги создается винтом, а остальные 10% — за счет реакции вытекающего газа.

Турбовинтовой двигатель по сравнению с поршневинтовым обладает рядом преимуществ. Основными из них являются возможность получения большой мощности при уменьшении лобового сопротивления и веса самолета, улучшение некоторых летных качеств и возможность применения дешевого топлива вместо высокосортного бензина.

**§ 138. ТЯГА И ТЯГОВАЯ МОЩНОСТЬ ТРД.
ВЛИЯНИЕ СКОРОСТИ И ВЫСОТЫ ПОЛЕТА НА ТЯГУ ТРД**

Ракетный двигатель, выбрасывая из сопла с некоторой силой струю газов, с такой же силой реакции стремится двигаться в противоположном направлении. Следовательно, реактивная сила тяги численно равна той силе, с которой газы выбрасываются из сопла. Последняя же, по второму закону Ньютона, равна произведению секундной массы выбрасываемых газов на приращение их скорости при выхлопе, т. е. на скорость выхлопа. Таким образом,

$$P_{\text{реакт}} = m_{\text{сек}} W_{\text{выхл}} \text{ (кг)}.$$

В воздушно-реактивных двигателях, в том числе и в ТРД, реактивный эффект, создаваемый двигателем, обусловлен разностью скоростей выхлопа и полета. Поэтому реактивная тяга запишется так:

$$P_{\text{реакт}} = m_{\text{сек}} (W_{\text{выхл}} - V).$$

Так как масса тела равна его весу, деленному на ускорение силы тяжести, то $m_{\text{сек}} = \frac{G_{\text{возд}}}{g}$. Делая подстановку, получаем:

$$P_{\text{реакт}} = \frac{G_{\text{возд}} \cdot \text{сек}}{g} (W_{\text{выхл}} - V).$$

Итак, *тяга турбореактивного двигателя прямо пропорциональна весу протекающего в секунду через двигатель воздуха и разности скоростей выхлопа и полета.*

Следует иметь в виду, что полученная для определения тяги формула является приближенной, так как в ней не учитывается масса подаваемого топлива. Однако ввиду того, что масса топлива очень мала по сравнению с массой воздуха, то ею пренебрегают.

Тяга является наиболее характерным показателем реактивных двигателей, тогда как основным показателем поршневых двигателей является их мощность. Тяговая мощность реактивного двигателя равна произведению силы тяги на скорость полета и может быть вычислена по формуле:

$$N = \frac{PV}{75} \text{ л. с.}$$

Пример. Турбокомпрессорный воздушно-реактивный двигатель ВК-1, установленный на реактивном самолете, развивает тягу около

2300 кг. Определить тяговую мощность этого двигателя при скорости полета 1080 км/час, т. е. 300 м/сек.

$$N = \frac{2300 \cdot 300}{75} = 9200 \text{ л. с.}$$

Влияние скорости и высоты полета на тягу ТРД. Тяга силовой установки винтового самолета с увеличением скорости полета уменьшается. Тяга же ТРД до некоторого предела несколько уменьшается, а затем растет. Это объясняется тем, что тяга ТРД, как было показано выше, зависит от секундного расхода воздуха и разности скоростей истечения газов и полета. При увеличении скорости полета упомянутая разность скоростей уменьшается, что приводит к уменьшению тяги. Однако в дальнейшем сильный рост секундного расхода воздуха приводит к росту тяги.

На рис. 190 дан примерный график изменения тяги ТРД в зависимости от скорости и высоты полета (при постоянном числе оборотов турбины). Из этого графика видно, что при нулевой высоте до скоростей порядка 500—600 км/час тяга немного падает, но с увеличением скорости полета снова увеличивается. Однако на сверхзвуковых скоростях тяга вновь будет падать. Причина этого заключается в том, что при очень больших сверх-

звуковых скоростях температура поступающего в двигатель воздуха повышается выше допустимых пределов, что ведет к необходимости все больше уменьшать подачу топлива в двигатель.

С подъемом на высоту тяга ТРД уменьшается (рис. 190). Объясняется это тем, что с высотой уменьшается секундный расход воздуха через двигатель, а это и ведет к уменьшению тяги, как следует из ее формулы. Из приведенного гра-

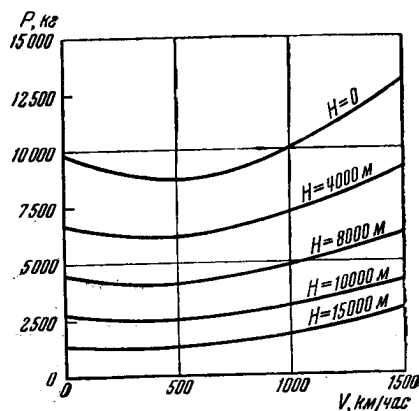


Рис. 190. Примерный график зависимости тяги турбокомпрессорного ВРД от скорости и высоты полета (при постоянном числе оборотов турбины)

фика видно, что на высоте 8000 м тяга составляет примерно 50% земной, а на высоте 16 000 м только около 20% земной.

На очень больших сверхзвуковых скоростях (при $M > 1,5$) выгоднее становятся прямоточные ВРД, которые имеют менее жесткие температурные ограничения (вследствие отсутствия вращающихся частей). На еще больших скоростях, а именно: при $M > 3$ — и на больших высотах наиболее выгодны жидкостные реактивные двигатели.

В заключение приводим характеристику турбореактивного двигателя ВК-1 самолета МиГ-15 бис.

Режим работы двигателя	Число оборотов, об/мин	Тяга на стенде, кг	Удельный расход топлива, $\frac{\text{кг}}{\text{кг час}}$	Допустимое время работы, мин.	Расход воздуха при $V=0$ и $H=0$, кг
Боевой и взлетный	11 560 $\begin{smallmatrix} +40 \\ -20 \end{smallmatrix}$	+ неогран. 2 700 — 50	1,07 $\pm 0,03$	*	51
Номинальный . . .	11 200	2 400	1,06	60	49,5
Крейсерский . . .	10 870	2 160	1,05	неогран.	48
Холостой ход на стоянке . . .	2 500 ± 100	75	—	10	—
Режим малого газа при давлении топлива 5 кг/см ² . .	—	—	—	неогран.	—

* 5 мин. на высоте менее (и равной) 10 000 м в горизонтальном полете; 10 мин. на высоте более 10 000 м в горизонтальном полете; 10 мин. в наборе высоты на всех высотах.

ГЛАВА XVIII

ПРЯМОЛИНЕЙНЫЙ ПОЛЕТ РЕАКТИВНОГО
САМОЛЕТА§ 139. ТЯГА, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА,
И ЗАВИСИМОСТЬ ЕЕ ОТ ЧИСЛА M

Прямолинейный полет скоростного реактивного самолета во многих отношениях ничем не отличается от полета винтового самолета. Это касается, например, условий равновесия сил и моментов в установившемся прямолинейном полете, зависимости потребной скорости от угла атаки и удельной нагрузки, зависимости потребной тяги от аэродинамического качества самолета и т. д. С другой стороны, влияние сжимаемости воздуха, сильно сказываясь на аэродинамических характеристиках самолета, сказывается тем самым и на его летных характеристиках.

Основными характеристиками самолета в горизонтальном полете, как нам известно, являются кривые Жуковского по потребной тяге и потребной мощности. Для реактивного самолета наиболее характерной является тяга, поэтому рассмотрим потребную для горизонтального полета тягу и зависимость ее от числа M полета.

В главе XVII было показано, что после $M_{\text{крит}}$ при дальнейшем увеличении числа M аэродинамическое качество самолета сильно уменьшается (ухудшается). Это и ведет к резкому увеличению потребной тяги на критических числах M полета. В этом нетрудно убедиться, если вспомнить, что потребная для горизонтального полета тяга равна весу самолета, деленному на его аэродинамическое качество (при данном угле атаки):

$$P_{\text{н}} = \frac{G}{K}.$$

Из этой формулы видно, что при уменьшении качества K в несколько раз потребная тяга увеличится во столько же раз.

Пример. Реактивный самолет, поляры которого при разных числах M даны на рис. 183, имеет, как видим, при $M = 0,30$ и при $c_y = 0,2$ аэродинамическое качество $K = \frac{0,2}{0,02} = 10$, а при $M =$

$\approx 0,86$ и при том же c_y качество $K = \frac{0,2}{0,084} = 2,4$, т. е. в четыре с лишним раза меньше. Следовательно, во втором случае потребная тяга возрастает в 4 с лишним раза.

На рис. 191 даны кривые потребной и располагаемой тяги в горизонтальном полете на разных высотах реактивного самолета с двигателем ВК-1. Можно видеть, что, например, на нулевой высоте при скоростях полета 400—500 км/час потребная тяга $P_n \approx 400$ кг, а при скорости около 1100 км/час потребная тяга $P_n \approx 2300$ кг, т. е. примерно в 5 раз больше.

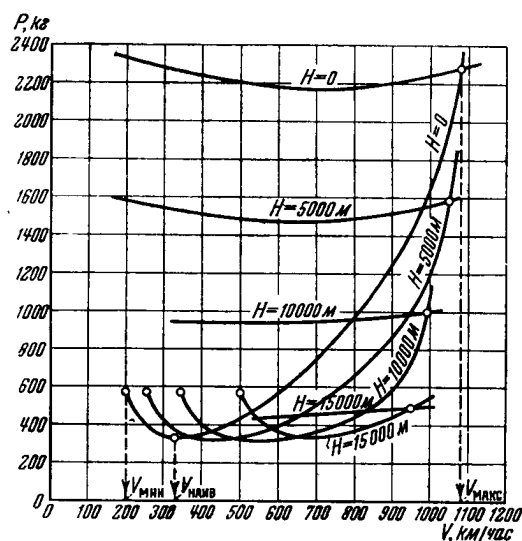


Рис. 191. Потребные и располагаемые тяги при горизонтальном полете реактивного самолета на разных высотах (при $G = 4860$ кг, $G_{5000} = 4780$ кг, $G_{10000} = 4690$ кг, $G_{15000} = 4530$ кг)

Таким образом, на околосвуковых скоростях полета вследствие резкого увеличения лобового сопротивления самолета за счет волнового сопротивления потребная тяга возрастает в несколько раз. Это вполне закономерно, поскольку в установившемся горизонтальном полете потребная тяга равна лобовому сопротивлению самолета.

§ 140. ПЕРВЫЕ И ВТОРЫЕ РЕЖИМЫ И ДИАПАЗОН СКОРОСТЕЙ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Пользуясь кривыми потребных и располагаемых тяг для разных высот, мы можем обычным способом определить минимальную, наивыгоднейшую и максимальную скорости горизонтального полета реактивного самолета на разных высотах. Мы видим, что на нулевой высоте (при $G=4860 \text{ кг}$) минимальная скорость $V_{\text{мин}} \approx 200 \text{ км/час}$, наивыгоднейшая скорость, соответствующая минимальной потребной тяге, $V_{\text{наиб}} \approx 330 \text{ км/час}$ и максимальная скорость $V_{\text{макс}} \approx 1076 \text{ км/час}$.

Можно видеть далее, что с увеличением высоты полета минимальная и наивыгоднейшая скорости увеличиваются, а максимальная скорость уменьшается.

Причину уменьшения максимальной скорости при увеличении высоты полета можно определить, рассмотрев простейшую формулу для $V_{\text{макс}}$ реактивного самолета

$$V_{\text{макс}} = \sqrt{\frac{2P_p}{c_x \rho \cdot S}}$$

Для простоты рассуждений представим эту формулу в виде трех сомножителей:

$$V_{\text{макс}} = \sqrt{\frac{2}{S}} \cdot \sqrt{\frac{P_p}{\rho}} \cdot \sqrt{\frac{1}{c_x}}$$

Увеличение высоты полета приводит к уменьшению тяги P_p . Одновременно с этим уменьшается и плотность воздуха ρ . До высоты 11 км из-за понижения температуры окружающего воздуха тяга падает медленнее, чем плотность. Поэтому отношение $\frac{P_p}{\rho}$ до высоты 11 км увеличивается. Казалось бы, что и максимальная скорость должна увеличиваться. Однако этого не происходит, так как с увеличением высоты полета летчик вынужден увеличивать угол атаки, что приводит к росту коэффициента c_x . Кроме того, увеличивается и полетное число M (из-за уменьшения скорости звука, связанного с уменьшением температуры наружного воздуха). Учитывая то обстоятельство, что уже на малых высотах реактивный самолет совершает полет на $V_{\text{макс}}$ с числом M , близким к $M_{\text{крит}}$, можно сделать вывод о значительном росте коэф-

коэффициента c_x при увеличении высоты полета. А это приводит к уменьшению максимальной скорости. Однако до высоты 11 км падение V_{\max} замедляется до некоторой степени увеличением отношения $\frac{P_p}{\rho}$. После же 11 км, когда тяга вследствие постоянства температуры уменьшается пропорционально плотности воздуха и отношение $\frac{P_p}{\rho}$ остается постоянным, максимальная скорость падает сильнее.

Увеличение с высотой наивыгоднейшей скорости определяется уменьшением плотности воздуха, так как

$$V_{\text{наивн}} = V_{\text{наив0}} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_n}}.$$

Здесь мы можем пренебречь вследствие относительно малых чисел M влиянием сжимаемости воздуха и считать, что коэффициент c_y не зависит от числа M при неизменном (наивыгоднейшем) угле атаки.

На высоте 15 000 м наивыгоднейшая скорость уже близка к максимальной скорости. На потолке самолета (около 16 000 м) кривые потребной и располагаемой тяги будут только касаться друг друга в точке, соответствующей наивыгоднейшему углу атаки. Таким образом, на потолке реактивный самолет может лететь горизонтально только с наивыгоднейшей скоростью.

В отличие от винтового самолета, у которого, как нам известно, практически минимальной скоростью является экономическая скорость, соответствующая минимальной потребной мощности, у реактивного самолета со стреловидным крылом практически минимальной скоростью является наивыгоднейшая скорость. Это объясняется тем, что увеличение угла атаки сверх наивыгоднейшего может привести к потере поперечной устойчивости самолета. Таким образом, у реактивного самолета интервал первых режимов горизонтального полета простирается от максимальной скорости до наивыгоднейшей, интервал вторых режимов — от наивыгоднейшей до минимальной. Наивыгоднейшая скорость — это граница между первыми и вторыми режимами, в отличие от винтового самолета, у которого границей между первыми и вторыми режимами является экономическая скорость.

Из сказанного следует, что практический диапазон скоростей горизонтального полета $D = V_{\max} - V_{\text{наив}}$,

т. е. несколько сужен по сравнению с диапазоном скоростей винтового самолета, у которого $D = V_{\text{макс}} - V_{\text{эк}}$. Но в численном выражении диапазон скоростей реактивного самолета получается значительно больше, чем винтового, вследствие большой максимальной скорости.

На рис. 192,а даны кривые, показывающие изменение истинных* наивыгоднейшей и максимальной скоростей реактивного самолета от нулевой высоты до практического потолка (15 200 м), а следовательно, изменение с высотой и практического диапазона скоростей горизонтального полета. На рис. 192,б показано изменение с высотой наивыгоднейшей и максимальной скоростей по прибору, а стало быть, изменение и диапазона скоростей по прибору.

Итак, наивыгоднейшая скорость в 300—330 км/час может быть рекомендована как практически минимальная скорость рассматриваемого реактивного самолета в горизонтальном полете и на фигурах. На меньших скоростях самолет уже недостаточно устойчив и управляем.

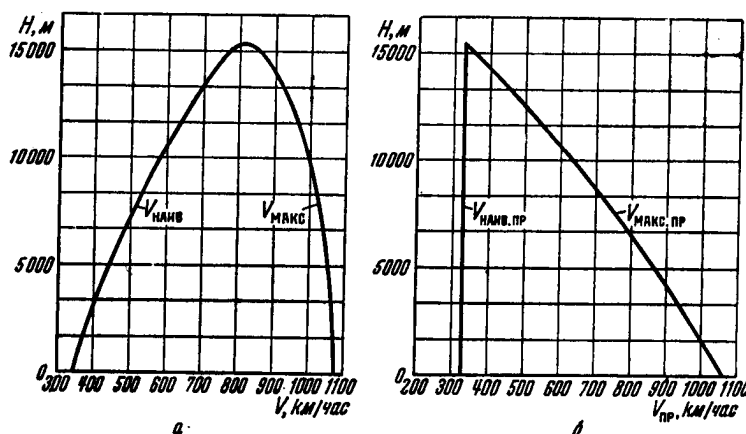


Рис. 192. Изменение от земли до потолка наивыгоднейшей и максимальной скоростей горизонтального полета (истинных и по прибору) и диапазона скоростей реактивного самолета при $n = 11\,560$ об/мин и начальном полетном весе $G = 4860$ кг

* Здесь, как и по всей книге, истинные скорости даются при стандартной атмосфере.

На скоростях же, близких к минимальной скорости, т. е. 200 км/час, самолет теряет скорость и сваливается на крыло.

§ 141. РАЗГОН И ТОРМОЖЕНИЕ В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ ПОЛЕТЕ

Говоря о горизонтальном полете, мы обычно имеем в виду установившийся прямолинейный полет, т. е. полет с постоянной скоростью и соответствующим ей углом атаки. Но в тех случаях, когда летчик переходит от одной скорости полета к другой — большей или меньшей, изменяя при этом соответственно угол атаки, получается неустановившийся горизонтальный прямолинейный полет. Эти случаи при пилотировании скоростного реактивного самолета, особенно в боевых условиях, играют большую роль.

При неустановившемся горизонтальном полете сила тяги уже не равна лобовому сопротивлению самолета. Поэтому имеется некоторый избыток тяги ΔP , который может быть положительным (когда тяга больше лобового сопротивления) или отрицательным (когда тяга меньше лобового сопротивления). В первом случае избыток тяги создает положительное ускорение и разгоняет самолет, во втором случае создает отрицательное ускорение (замедление) и тормозит самолет.

Как при разгоне, так и при торможении на практике, особенно в воздушном бою, большую роль играет время, в течение которого самолет может увеличить или уменьшить скорость полета, т. е. время разгона $t_{\text{разг}}$ и время торможения $t_{\text{торм}}$.

Время разгона будет тем меньше, чем больше тяговооруженность самолета, т. е. отношение тяги двигателя к весу самолета, и чем больше его аэродинамическое качество. Это объясняется тем, что ускорение при разгоне равно (§ 93):

$$j_{\text{разг}} = g \left(\frac{P}{G} - \frac{Q}{K} \right),$$

или

$$j_{\text{разг}} = g \left(\frac{P}{G} - \frac{1}{K} \right)$$

(поскольку в горизонтальном полете $\frac{Q}{G} = \frac{Q}{Y} = \frac{1}{K}$).

А как известно из физики, время разгона будет тем меньше, чем больше ускорение, и определяется оно по формуле:

$$t_{\text{разг}} = \frac{\Delta V}{j_{\text{разг}}},$$

где ΔV — диапазон скоростей, в котором происходит разгон.

Время торможения будет тем меньше, чем меньше качество самолета и чем меньше его тяговооруженность при работе двигателя на малом газе, так как $j_{\text{торм}}$ (отрицательное ускорение) равно:

$$j_{\text{торм}} = g \left(\frac{1}{K} - \frac{P_{\text{м.г}}}{G} \right).$$

Способность изменять скорость горизонтального полета называют маневренностью по скорости. Чем меньше время, за которое самолет может увеличить или уменьшить скорость, тем лучше его маневренность по скорости.

Нужно отметить, что, несмотря на большую тяговооруженность, некоторые реактивные самолеты имеют худшие, чем винтовые, характеристики разгона. Это объясняется тем, что реактивные двигатели менее приемисты, чем поршневые (требуется больше времени на раскрутку двигателя до максимальных оборотов).

За характеристику маневренности самолета по скорости обычно принимают, с одной стороны, время, за которое самолет при увеличении оборотов до максимальных увеличивает скорость от $0,7 V_{\text{макс}}$ до $0,95 V_{\text{макс}}$, а с другой стороны, время, за которое при уборке оборотов до минимальных самолет уменьшает скорость от $V_{\text{макс}}$ до $0,7 V_{\text{макс}}$.

Для улучшения маневренности самолета по скорости применяют специальные средства.

Для уменьшения $t_{\text{разг}}$ пользуются форсажем двигателя*, что позволяет за короткое время увеличить тягу двигателя по сравнению с тягой в нормальном полете, или устанавливают на самолете ускорители, т. е. двигатели кратковременного действия, способные за короткое время развить значительную дополнительную тягу.

* Форсаж (франц.) — усиление.

Для уменьшения $t_{\text{торм}}$ применяют реверс тяги (например, как мы знаем, реверсивный винт) или аэродинамические тормоза — тормозные щитки, которые позволяют летчику по желанию увеличивать лобовое сопротивление самолета и тем ухудшать его аэродинамическое качество.

Подобными тормозными щитками снабжен и самолет МиГ-15 бис; они установлены на конце фюзеляжа, и летчик может отклонять их против потока на желаемый угол — до 55° .

§ 142. СКОРОСТЬ ПРИ ПОДЪЕМЕ, УГОЛ ПОДЪЕМА, ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ, ПОТОЛОК И СКОРОПОДЪЕМНОСТЬ

Наивыгоднейшая скорость подъема, при которой вертикальная скорость получается максимальной, у винтовых самолетов близка, как нам известно, к наивыгоднейшей скорости горизонтального полета. Иначе обстоит дело у реактивных самолетов.

Известно, что максимальное значение вертикальной скорости определяется максимальной величиной избытка мощности.

$$V_{y \text{ макс}} = 75 \frac{\Delta N_{\text{макс}}}{G}.$$

Для самолета с поршневым двигателем значение $\Delta N_{\text{макс}}$ соответствует приблизительно наивыгоднейшей скорости горизонтального полета.

У реактивного самолета наивыгоднейшая скорость подъема намного больше наивыгоднейшей скорости горизонтального полета.

Чтобы убедиться в этом, заменим в предыдущей формуле избыток мощности через избыток тяги и скорость. Получим

$$V_{y \text{ макс}} = \frac{75(\Delta P \cdot V_{\text{под}})_{\text{макс}}}{G}.$$

Из этого равенства видно, что максимальное значение вертикальной скорости соответствует максимальному значению произведения $(\Delta P \cdot V_{\text{под}})_{\text{макс}}$, а не просто $\Delta P_{\text{макс}}$ (что имеет место при наивыгоднейшей скорости горизонтального полета).

Если обратиться к кривым потребных и располагаемых тяг реактивного самолета (см. рис. 191), то можно заметить, что при увеличении скорости сверх наивыгоднейшей избыток тяги уменьшается весьма слабо, а скорость сильно растет. За счет этого произведение ($\Delta P \cdot V_{\text{под}}$) увеличивается, а следовательно, растет и V_y .

Рост V_y при увеличении скорости по траектории будет происходить до тех пор, пока не начнет сильно расти лобовое сопротивление. При этом увеличение скорости не сможет компенсировать уменьшение избытка тяги ΔP и произведение ($\Delta P \cdot V_{\text{под}}$) станет уменьшаться.

Это станет понятным, если вспомнить подъем винтового самолета до потолка (§ 62). Как и там, летчик реактивного самолета начинает подъем на наивыгоднейшей скорости подъема, а для того, чтобы по мере подъема скорость не увеличивалась (поскольку с высотой потребная скорость увеличивается пропорционально высоте (коэффициенту), т. е. оставалась все время наивыгоднейшей, летчик по мере подъема немного увеличивает угол атаки. Поэтому скорость по прибору уменьшается и к потолку летчик подходит на наивыгоднейшей скорости горизонтального полета (по прибору).

Таким образом, на потолке наивыгоднейшая скорость

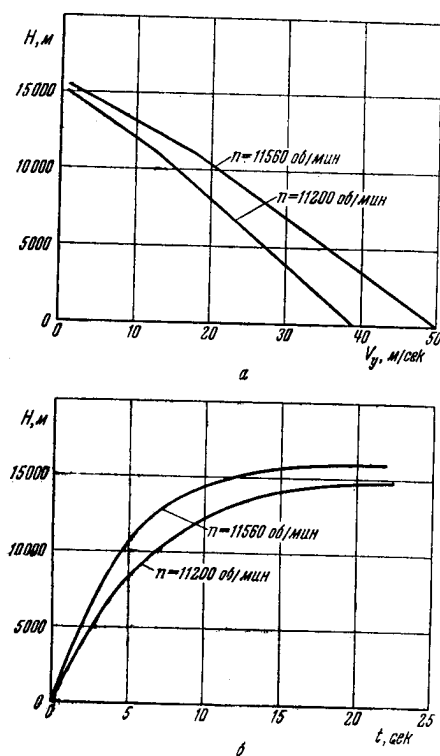


Рис. 193. Изменение максимальной вертикальной скорости подъема от земли до потолка и барограмма подъема до потолка реактивного самолета

подъема сравнивается с наивыгоднейшей скоростью горизонтального полета (у винтового самолета — с экономической скоростью).

Большой потолок реактивных истребителей объясняется наличием очень большого избытка тяги.

От величины избытка тяги зависит угол подъема, поскольку $\sin \Theta = \frac{\Delta P}{G}$ (§ 59). Поэтому угол подъема реактивных самолетов значительно больше, чем винтовых.

Большая наивыгоднейшая скорость подъема и большой угол подъема дают, естественно, большую вертикальную скорость подъема, поскольку $V_y = V_{\text{под}} \sin \Theta$ (§ 60), а также и хорошую скороподъемность. Однако с высотой максимальная вертикальная скорость уменьшается (вследствие уменьшения избытка тяги). Изменение максимальной вертикальной скорости с высотой реактивного самолета показывает рис. 193,а.

Скороподъемность реактивного самолета характеризует и барограмма, изображенная на рис. 193,б. Как видим, при взлетном (боевом) режиме двигателя самолет за 5 мин. достигает 11 000 м, т. е. стратосферы.

§ 143. СПУСК С РАБОТАЮЩИМ ДВИГАТЕЛЕМ, ПЛАНИРОВАНИЕ И ПИКИРОВАНИЕ

Спуск самолета, особенно в боевых условиях, нередко осуществляется при наличии значительной тяги. В таких случаях у реактивных самолетов нарастание скорости происходит значительно быстрее, чем у винтовых самолетов. Объясняется это тем, что в то время, как у винтового самолета с увеличением скорости тяга винта падает, у реактивного самолета с увеличением скорости тяга не только не падает, а даже несколько возрастает (см. рис. 190).

Таким образом, во время спуска при наличии значительной тяги двигателя скорость полета может очень быстро достигнуть больших значений при закритических числах M полета.

Спуск без наличия значительной тяги, т. е. планирование реактивного самолета на малых скоростях, ничем не отличается от планирования винтового самолета. При этом реактивный самолет может быть и неплохим планером.

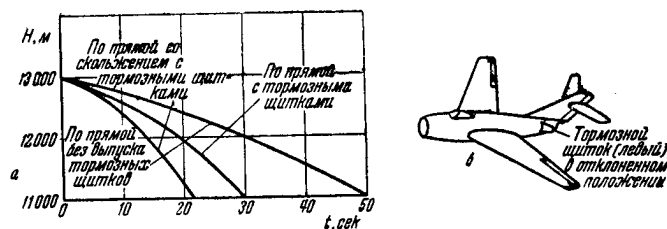


Рис. 194. Время пикирования реактивного самолета с высоты 13 000 м до 11 000 м с применением тормозных щитков и без них, расположение тормозных щитков на фюзеляже

При крутом планировании и тем более пикировании, когда скорость реактивного самолета достигает больших значений, качество самолета ухудшается не только в результате уменьшения угла атаки, но и под влиянием сжимаемости воздуха, поскольку изменяется поляра самолета. Поэтому сильно уменьшается как дальность планирования, так и время планирования или пикирования с высоты.

Бывает необходимость уменьшить время пикирования без излишнего увеличения скорости. С этой целью еще больше ухудшают качество самолета путем скольжения или применения тормозных щитков или того и другого одновременно. На рис. 194,а приведены кривые, показывающие время пикирования реактивного самолета с высоты 13 000 м до 11 000 м при работе двигателя на малом газе. Скорость ввода в пикирование $V_{пр} = 300$ км/час, а в конце пикирования скорость достигает больших значений, так что число $M = 0,90—0,92$. Мы видим, что при пикировании по прямой без выпуска тормозных щитков $t_{пик} = 50$ сек., с выпуском тормозных щитков $t_{пик} = 30$ сек., а с тормозными щитками и скольжением $t_{пик} = 22$ сек.

Выпуск тормозных щитков позволяет пикировать более длительное время и с большими углами. Происходит это вследствие того, что увеличивается лобовое сопротивление и скорость при пикировании нарастает более медленно. Это приводит к тому, что предельные значения скорости пикирования достигаются за более длительное время и при больших углах.

На первый взгляд кажется странным, что воздушные тормоза уменьшают время пикирования. Но дело в том, что при выпуске воздушных тормозов ухудшается качество самолета и поэтому он пикирует круче, в результате чего возрастает вертикальная скорость, а следовательно, время пикирования уменьшается.

В заключение заметим, что тормозные щитки (рис. 194,б) разрешается выпускать на всех скоростях и на всех высотах.

§ 144. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО СКОРОСТИ И ПО ЧИСЛУ M . УКАЗАТЕЛЬ ПОЛЕТНОГО ЧИСЛА M

Скорость полета реактивного самолета не только на пикировании, но даже в горизонтальном полете может превысить предельно допустимые значения максимальной скорости и числа M . Эти значения устанавливает конструктор при аэродинамическом и прочностном расчете самолета, называя скорость максимальной не потому, что самолет не может развить большей скорости, а потому, что на большую скорость данный самолет не рассчитан по условиям прочности, устойчивости и управляемости.

Ограничения по приборной скорости конструктор устанавливает, исходя из прочности и жесткости планера самолета. Это объясняется тем, что указатель приборной скорости фактически показывает не скорость полета, а скоростной напор, т. е. аэродинамическую нагрузку. Превышение предельного значения приборной скорости, установленной для данного самолета, может привести к разрушению конструкции, ее деформации или к появлению вибраций типа флаттер (самовозбуждающиеся колебания крыла или оперения), а при недостаточной жесткости крыла — к реверсу (обратному действию) элементов.

Ограничение по числу M устанавливается из соображений устойчивости и управляемости самолета.

Указатель полетного числа M . Итак, для правильного пилотирования реактивного самолета летчику мало знать скорость полета, а надо еще знать и полетное число M . Поэтому, кроме обычного указателя воздушной скорости (с поправкой на сжимаемость воздуха), летчик поль-

зуется еще указателем полетного числа M . На чем основано устройство этого прибора?

Как известно, в приемнике воздушного давления динамическая трубка воспринимает полное давление, равное сумме статического давления p и скоростного напора $\frac{\rho V^2}{2}$. Так как скорость струек воздуха, попадающих в эту трубку, затормаживается до нуля, то полное давление в трубке называют также давлением торможения ($p_{\text{торм}}$).

Для осуществления указателя числа M пользуются зависимостью между числом M и отношением $\frac{p_{\text{торм}} - p}{p}$, которую выражает следующая формула (вывод ее опускаем):

$$M = 2,23 \sqrt{\left(\frac{\Delta p}{p} + 1\right)^{\frac{1}{3,5}} - 1},$$

где $\Delta p = p_{\text{торм}} - p$.

Из этой формулы видно, что каждому отношению $\frac{\Delta p}{p}$ соответствует определенное число M ; следовательно,

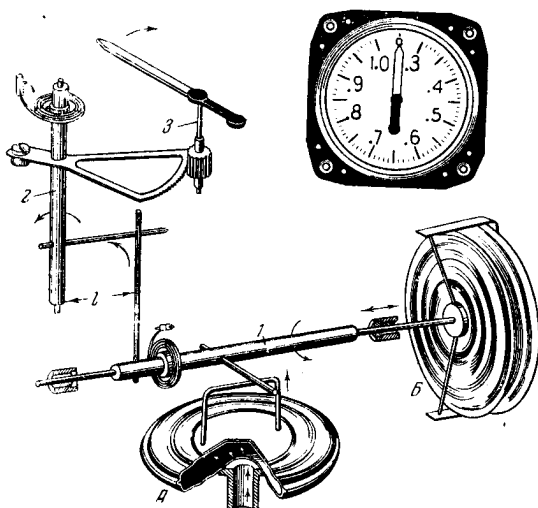


Рис. 195. Схема одного из указателей числа M

измеряя это отношение, можно отградуировать шкалу прибора в числах M .

На рис. 195 изображена схема одного из указателей полетного числа M .

Основными деталями прибора являются две гофрированные коробки A и B , причем в коробку A подводится давление торможения из динамической трубки приемника воздушного давления, а коробка B закрыта наглухо и воздух из нее выкачан. Следовательно, коробка A испытывает изнутри давление торможения $p_{\text{торм}}$, а снаружи — атмосферное (статическое) давление p , коробка же B испытывает только наружное давление p . Таким образом, коробка A деформируется под действием разности давлений $p_{\text{торм}} - p$, зависящей от скорости и высоты полета, коробка же B деформируется под действием давления p , зависящего только от высоты полета.

Механизм, связывающий обе коробки и стрелку прибора, рассчитан так, что угол отклонения стрелки всегда пропорционален изменяющемуся в полете отношению

$$\frac{\Delta p}{p}.$$

ГЛАВА XIX

УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

§ 145. ПРОДОЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

На больших скоростях полета сжимаемость воздуха вызывает изменение аэродинамических сил и моментов, действующих на самолет, а это влияет на устойчивость и управляемость самолета. Явления эти очень сложны, поэтому мы коснемся их лишь в общих чертах.

При анализе продольной устойчивости различают устойчивость по скорости и устойчивость по перегрузке. Посмотрим прежде всего, что это означает.

Устойчивостью по скорости называется способность самолета без вмешательства летчика при

случайном изменении скорости (уменьшении или увеличении ее) вернуться к первоначальной скорости. При этом предполагается, что перегрузка остается неизменной.

Устойчивостью по перегрузке называется способность самолета сохранять первоначальную перегрузку без вмешательства летчика. Скорость полета при этом считают постоянной.

При увеличении числа M до $M_{\text{крит}}$ степень продольной устойчивости по скорости увеличивается, а по перегрузке уменьшается. Если же полетное число M больше $M_{\text{крит}}$, то картина изменяется, т. е. устойчивость по скорости уменьшается, а по перегрузке возрастает.

Это объясняется характером перемещения центра давления при различных числах M полета.

При полетном числе M , меньшем $M_{\text{крит}}$, случайное увеличение скорости приводит к перемещению центра давления вперед. Поэтому угол атаки увеличивается и, следовательно, скорость уменьшается. Если же случайно увеличится угол атаки (а тем самым и перегрузка), то перемещение центра давления вперед вызовет дальнейшее увеличение угла атаки (и перегрузки).

При полете с числом M , большим $M_{\text{крит}}$, случайное увеличение скорости приведет к перемещению центра давления назад, к появлению добавочного пикирующего момента, к уменьшению угла атаки, а следовательно, и дальнейшему увеличению скорости. Случайное же увеличение угла атаки будет парироваться этим добавочным пикирующим моментом.

§ 146. УСИЛИЯ НА РУЧКЕ УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕМ ВЫСОТЫ В ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ ПРИ ЗАКРИТИЧЕСКИХ ЧИСЛАХ M

Уменьшение продольной устойчивости по скорости при закритических числах M полета влияет главным образом на характер изменений усилий на ручке управления рулем высоты в прямолинейном установившемся полете. У первых реактивных самолетов с нестреловидным крылом это влияние сказывалось в появлении больших пикирующих моментов, вызывавших затягивание самолета в пикирование. У современных самолетов это неприятное явление наблюдается лишь в слабой степени.

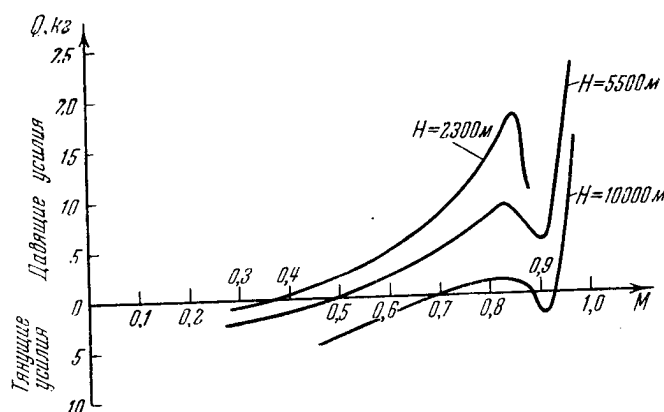


Рис. 196. Балансировочные кривые усилий на ручке управления рулем высоты реактивного самолета в горизонтальном полете на разных высотах (при нейтральном положении триммера)

На рис. 196 приведены кривые изменения усилий на ручке управления рулем высоты в зависимости от числа M (при нейтральном положении триммера) реактивного самолета в горизонтальном полете на разных высотах. Мы видим, что, например, на высоте 5500 м с увеличением числа M полета летчику приходится прикладывать к ручке давящие усилия (от себя), т. е. самолет стремится кабрировать. Эти усилия сначала плавно возрастают и при $M=0,83$ достигают 8,9 кг, а затем, несмотря на рост скорости, уменьшаются при $M=0,91$ до 5,2 кг, при дальнейшем же росте числа M вновь сильно и резко увеличиваются, т. е. кабрирующий момент резко возрастает.

На высоте 10 800 м при росте числа M давящие усилия очень малы и при $M=0,9$ равны нулю, т. е. в это время летчик не испытывает никакого давления на ручку управления. При дальнейшем возрастании числа M усилия на ручке меняют свой знак и становятся тянущими (на себя), т. е. появился *пикирующий момент*, который при $M=0,91$ составляет около 2,5 кг. Затем усилия снова становятся давящими, т. е. самолет стремится снова кабрировать, причем и здесь кабрирующий момент резко возрастает с дальнейшим увеличением числа M .

Как объяснить указанные изменения усилий на ручке управления рулем высоты с увеличением скорости полета?

Предположим, что самолет сбалансирован на какой-то скорости. Для увеличения скорости полета устойчивого самолета летчик должен уменьшить угол атаки, т. е. давить на ручку. Увеличение скорости до $M_{\text{крит}}$ приводит к перемещению центра давления вперед и появлению кабрирующего момента, для преодоления которого требуется приложить добавочное давящее усилие.

В дальнейшем же, после критического числа M , центр давления перемещается назад и при увеличении скорости полета давление на ручке сначала падает, а затем может даже изменить знак. Летчик вынужден будет в этом случае уже не давить на ручку, а, наоборот, тянуть ее на себя.

Когда же и под крылом возникнет местная сверхзвуковая скорость, центр давления вновь перемещается вперед и летчик опять должен создавать давящие усилия на ручку.

Кривые на рис. 196, как было отмечено выше, показывают еще, что с приближением скорости полета к скорости звука, а именно: в диапазоне чисел M от $M=0,92$ до $M=1,0$ — давящие усилия на ручке управления рулем высоты резко и сильно возрастают. Это также объясняется в основном указанным изменением момента крыла под влиянием сжимаемости воздуха, так как когда волновой кризис полностью охватит верхнюю и нижнюю поверхности крыла, центр давления снова перемещается по направлению к передней кромке крыла. Кроме этого, сказывается влияние еще двух факторов: некоторого понижения эффективности руля высоты и увеличения шарнирного момента руля высоты — опять-таки из-за сжимаемости воздуха.

Дело в том, что волновой кризис охватывает не только крыло, но и горизонтальное оперение, хотя и несколько позже, чем крыло. При возникновении на стабилизаторе зоны сверхзвуковых скоростей отклонение руля уже не может изменить распределение давления по всему оперению, так как создаваемые рулем возмущения не могут проникать через ударную волну (поскольку создаваемые рулем возмущения распространяются вперед со скоростью звука, а воздух впереди скачка на стаби-

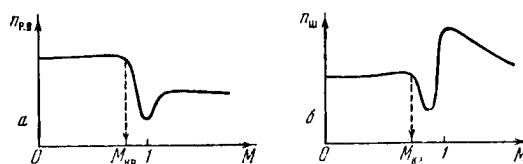


Рис. 197. Примерный вид зависимости от числа M : a — коэффициента эффективности руля высоты; b — коэффициента шарнирного момента руля высоты

лизаторе движется со скоростью большей, чем скорость звука). В результате эффективность руля высоты несколько уменьшается.

На рис. 197, a изображен примерный вид зависимости коэффициента эффективности руля высоты $n_{p.v.}$ от числа M . Можно видеть, что вскоре после $M_{кр}$ коэффициент эффективности руля уменьшается и наименьшее значение имеет при $M=1$, т. е. когда скорость полета достигнет скорости звука (при переходе через «звуковой барьер»). Затем эффективность руля повышается и при сверхзвуковых скоростях остается постоянной, хотя и несколько меньшей, чем на докритических скоростях полета.

Стреловидная форма горизонтального оперения с углом стреловидности большим, чем у крыла, уменьшает указанное неприятное явление, но все же некоторое снижение эффективности руля высоты может иметь место. Поэтому при закритических числах M полета для достижения того же эффекта, как при докритических, летчику приходится отклонять руль высоты на больший угол и, следовательно, прилагать большее усилие.

Далее, при возникновении волнового кризиса на горизонтальном оперении скачки давления как на верхней, так и на нижней поверхности оперения могут оказаться расположенными вблизи задней кромки руля высоты. Это вызывает резкое увеличение коэффициента шарнирного момента руля высоты (рис. 197, b), а тем самым и увеличение усилий на ручке управления рулем.

Описанные изменения усилий на ручке управления рулем высоты, разумеется, усложняют пилотирование самолета на околозвуковых скоростях, но не представля-

ют особых трудностей для летчика и требуют от него лишь понимания поведения самолета и специальной тренировки.

§ 147. УВЕЛИЧЕНИЕ УСИЛИЙ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ЕДИНИЦЫ ПЕРЕГРУЗКИ

Посмотрим теперь, как сказывается на продольной управляемости самолета устойчивость по перегрузке.

Выше мы видели, что от степени устойчивости по скорости зависят усилия, прикладываемые летчиком к ручке управления рулем высоты в прямолинейном полете при закритических числах M . От степени же устойчивости по перегрузке зависят усилия, прикладываемые летчиком для создания единицы перегрузки при вертикальном маневре.

Как известно, при вертикальном маневре для искривления траектории полета летчик увеличивает угол атаки (берет ручку управления на себя) с целью создать подъемную силу больше силы веса, т. е. создать перегрузку. Усилие для создания каждой единицы перегрузки (сверх перегрузки $n = 1$) возрастает с увеличением степени устойчивости по перегрузке.

Летные испытания самолетов показывают, что если степень устойчивости по перегрузке недостаточна, то усилие для создания единицы перегрузки получается настолько незначительным, что летчик неосторожным сильным взятием ручки управления на себя может создать столь большую перегрузку, что она может повести к разрушению машины.

§ 148. ПОПЕРЕЧНАЯ И ПУТЕВАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ

Как нам известно, поперечная и путевая устойчивость самолета, как и управляемость, связаны между собой, вследствие чего их обычно объединяют одним общим названием — боковой устойчивости и боковой управляемости. Это справедливо и для скоростных реактивных самолетов. Однако при больших скоростях полета сжимаемость воздуха в некоторых случаях изменяет обычные характеристики боковой устойчивости и управляемости.

Напомним, что поперечная и путевая устойчивость в прямолинейном полете получается благодаря скольже-

нию самолета. Если самолет почему-либо дает крен, скажем, на левое крыло, то это сопровождается скольжением на левое крыло (см. рис. 111), у которого коэффициент подъемной силы c_y , а тем самым и подъемная сила становятся больше, чем у другого крыла. Следовательно, создается момент относительно продольной оси, который и восстанавливает поперечное равновесие самолета. Для улучшения поперечной устойчивости, как мы знаем, крыльям винтовых самолетов придают поперечное V.

Таким образом, поперечная устойчивость зависит от геометрических форм крыла.

У реактивных самолетов с большой стреловидностью крыла степень поперечной устойчивости получается на разных режимах полета различной: на малых скоростях поперечная устойчивость получается больше, чем на больших скоростях. Это обстоятельство затрудняет обеспечение боковой устойчивости реактивного самолета со стреловидным крылом на всех режимах полета.

Взглянем на схему скольжения реактивного самолета со стреловидным крылом (рис. 198).

Как видим, благодаря стреловидной форме крыла стреловидность полукрыла, на которое самолет скользит, уменьшается, а у другого — отстающего — увеличивается. Так как стреловидность оказывает большое влияние на коэффициент c_y , то восстанавливающий момент на малых скоростях получается очень большой. Это может влиять отрицательно на боковую устойчивость, для которой необходимо определенное соотношение степени поперечной и степени путевой устойчивости. С целью несколько уменьшить степень поперечной устойчивости крыльям реактивных самолетов придают не положительное, а отрицательное V (см. рис. 186).

В полете с большими

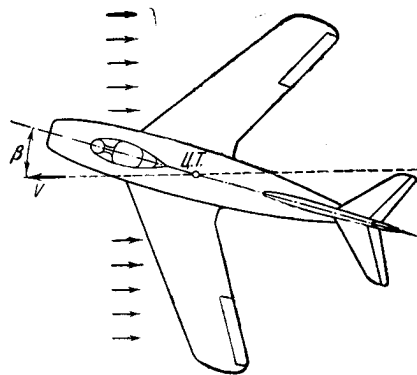


Рис. 198. Прямолинейный полет реактивного самолета со скольжением

ми скоростями все же наблюдается некоторое ухудшение боковой устойчивости и боковой управляемости самолета, а именно: 1) снижение эффективности элеронов, 2) кренение самолета (валежка) и 3) обратная реакция самолета по крену на отклонение руля направления.

**§ 149. СНИЖЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЭЛЕРОНОВ.
ГИДРОУСИЛИТЕЛЬ (БУСТЕР) И ВНУТРЕННЯЯ
КОМПЕНСАЦИЯ ЭЛЕРОНОВ**

Принцип действия элеронов, как известно, заключается в перераспределении аэродинамической нагрузки по крылу (§ 85). Отклонение элеронов эквивалентно изменению углов атаки.

При больших скоростях полета, когда на поверхности крыла возникают зоны местных сверхзвуковых скоростей, центр давления каждого полукрыла смещается назад — ближе к элерону. Это вызывает у крыла (вследствие его упругости) стремление к изгибу и закручиванию на уменьшение угла атаки. Поэтому на полукрыле, где элерон опущен для увеличения подъемной силы, последняя увеличится меньше, чем в том случае, если бы изгиба и кручения крыла не было. Следовательно, эффективность элеронов уже несколько понижается.

Кроме того, само по себе отклонение элеронов вызывает у крыла стремление к изгибу и закручиванию, причем неодинаково на обоих полукрыльях (вследствие разной жесткости их). По этой причине эффективность элеронов еще более понижается.

При некоторой достаточно большой скорости полета может получиться так, что эффективность элеронов полностью потеряется. Это явление называется реверсом элеронов.

Самолет МиГ-15 бис с двигателем ВК-1 имеет крыло повышенной жесткости, поэтому реверса элеронов у него не бывает.

Гидроусилитель и внутренняя компенсация элеронов. Вследствие снижения эффективности элеронов летчику при больших скоростях полета приходится отклонять элероны на большие углы и прилагать значительные усилия на ручку управления элеронами. Для облегчения управления элеронами на самолете МиГ-15 бис установлены гидроусилитель и новый вид аэродинамиче-

ской компенсации элеронов — внутренняя компенсация.

Гидроусилители представляют собой вспомогательные механизмы для управления рулями самолета. Поэтому их иногда называют бустерами*. Управление с гидроусилителем состоит из силового цилиндра, в который под давлением подается гидросмесь, распределительного золотникового крана и тяг, связанных с рычагом управления и рулем.

Гидроусилитель, включенный в систему управления элеронами самолета МиГ-15 бис, в четыре раза уменьшает передающуюся на ручку управления нагрузку (шарнирный момент элеронов). Это передаточное число остается неизменным на всем диапазоне скоростей полета и на всем диапазоне углов отклонения элеронов. На малых скоростях усилия на ручке управления элеронами становятся чрезмерно малыми и летчик перестает «чувствовать машину». Для устранения этого недостатка в систему включен специальный пружинный загрузочный механизм.

Внутренняя компенсация уменьшает шарнирный момент элеронов. При внутренней компенсации носок элерона имеет выступ, утопленный внутрь специальной камеры в крыле; выступ с помощью плотной ткани соединен с задней стенкой крыла. При отклонении элерона возникает разность давлений между полостями камеры. Эта разность давлений передается на выступ элерона и уменьшает шарнирный момент последнего.

Внутренняя компенсация элеронов при больших скоростях полета является более эффективной, чем обычно применяющаяся осевая компенсация.

§ 150. НЕПРОИЗВОЛЬНОЕ КРЕНЕНИЕ САМОЛЕТА (ВАЛЕЖКА)

В полете с большими скоростями иногда наблюдается непроизвольное кренение самолета. Чем объяснить это явление?

Причиной этого явления является нарушение равновесия поперечных моментов аэродинамических сил. Нару-

* Бустер (англ.) — вспомогательная машина.

шение равновесия может получиться вследствие разности в подъемных силах правого и левого полукрыльев или вследствие разности в расстояниях от их центров давления до продольной оси. То и другое может явиться следствием неравенства углов атаки полукрыльев, неодинакового на них распределения давления или разной жесткости полукрыльев.

Летные испытания самолетов показывают, что на больших скоростях полета углы атаки полукрыльев иногда действительно получаются различными. Возникает вопрос: почему это происходит?

Крылья самолета должны обладать достаточной жесткостью, чтобы в полете не происходило ни малейшей упругой деформации крыла. Это требование особенно важно для скоростных самолетов, но как-раз у скоростных самолетов осуществить его не так-то просто ввиду больших аэродинамических нагрузок, иногда резких и неравномерных, как это бывает при возникновении волнового кризиса на крыле. Под действием аэродинамических сил и вследствие не вполне одинаковой жесткости полукрыльев возникают крутящие моменты, которые и создают указанную разницу в углах атаки, а следовательно, и в подъемных силах полукрыльев. Стреловидная форма крыла в особенности способствует возникновению больших крутящих моментов.

На больших высотах, где плотность воздуха много меньше, упругие деформации крыла уменьшаются, но дает себя знать другая причина, вызывающая кренение, связанная с влиянием сжимаемости воздуха на аэродинамику самолета (поскольку на больших высотах число M возрастает скорее, чем на малых).

При больших числах M полета волновой кризис может возникнуть не одновременно на обоих полукрыльях вследствие неизбежных различий в отделке их внешней поверхности. Подъемная сила полукрыла, на котором волновой кризис начнется раньше, сразу окажется меньше, чем другого полукрыла, т. е. появится кренящий момент.

Различным может быть и характер перераспределения давления по размаху крыла, что может явиться тоже причиной кренения самолета. С целью уменьшить эту причину и делают на верхней поверхности крыла аэродинамические гребни, о которых уже упоминалось

зыше. Назначение их — препятствовать перетеканию пограничного слоя воздуха с центроплана на концы крыльев.

При наличии перегрузки в полете на малых высотах кренение возникает при меньших скоростях и носит более интенсивный характер. Это можно объяснить тем, что при перегрузке увеличивается упругая деформация крыла и возрастает абсолютная разница в подъемных силах полукрыльев. На больших высотах перегрузка может оказаться, наоборот, полезной для прекращения кренения; это можно объяснить тем, что увеличение угла атаки (при создании перегрузки), усиливая волновой кризис, устраняет имеющиеся различия в полукрыльях, т. е. причину кренения.

Из всего сказанного можно заключить, что стремление самолета крениться может быть как вправо, так и влево, но у данного экземпляра самолета только в одну определенную сторону. У разных самолетов МиГ-15 бис оно может быть различным. В процессе эксплуатации самолета вследствие уменьшения жесткости крыла и ухудшения его внешней поверхности может оказаться, что кренение будет наступать при меньших скоростях по прибору и при меньших числах M полета, причем не исключена возможность даже изменения направления крена.

При начавшемся кренении в полете на малых высотах (примерно до 4000 м), когда кренение имеет тенденцию увеличиваться и крен плохо парируется элеронами, летчик должен немедленно уменьшить перегрузку и затем уменьшить скорость полета. Для быстрого торможения самолета надо уменьшить обороты двигателя до минимальных, выпустить воздушные тормоза и перевести самолет на режим пологого подъема. В полете на больших высотах при начавшемся кренении полезно уменьшить скорость путем создания положительной перегрузки (увеличением угла атаки).

§ 151. ОБРАТНАЯ РЕАКЦИЯ САМОЛЕТА НА ОТКЛОНЕНИЕ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ

Как нам известно, при скольжении самолет кренится обычно в сторону отклонения руля направления благодаря увеличению подъемной силы того полукрыла, на которое самолет скользит. Но при закритических числах

М полета может оказаться, что на полукрыле, выдвинутом вперед, подъемная сила не увеличится, а уменьшится. Следовательно, поперечный момент изменит свой знак на обратный и вместо поперечной устойчивости получится поперечная неустойчивость.

Таким образом, то отклонение руля направления, которое при докритических числах M полета парировало стремление к крену, при закритических числах M будет, наоборот, усиливать крен самолета. Это явление — обратная реакция самолета на дачу ног и, — затрудняющее пилотирование самолета, объясняется особенностями работы стреловидного крыла на больших скоростях.

При скольжении самолета с таким крылом (рис. 198) выдвинутое полукрыло при малых скоростях полета оказывается в гораздо лучших условиях обтекания, поэтому подъемная сила у него получается значительно больше и возникает момент поперечной устойчивости. При больших же скоростях полета, когда начинается волновой кризис, выдвинутое крыло оказывается, наоборот, в худших условиях работы, так как вследствие уменьшения стреловидности волновой кризис на этом полукрыле возникает раньше, чем на отстающем полукрыле, угол стреловидности которого при скольжении еще увеличился. С началом волнового кризиса коэффициент подъемной силы c_y резко падает, а тем самым резко уменьшается и подъемная сила выдвинутого полукрыла, тогда как на отстающем полукрыле вследствие затяжки волнового кризиса падения подъемной силы пока еще не происходит и она оказывается больше, чем на выдвинутом полукрыле. Таким образом, момент поперечной устойчивости меняет свой знак.

Интересно, что при числах M , очень близких к $M=1$, явление обратной реакции исчезает. Это объясняется тем, что при таких числах M волновой кризис уже полностью охватывает оба полукрыла и поэтому указанное преимущество отстающего полукрыла отпадает.

ГЛАВА XX

ВЗЛЕТ И ПОСАДКА

§ 152. ВЗЛЕТ РЕАКТИВНОГО САМОЛЕТА

Особенности взлета реактивного самолета определяются, во-первых, наличием трехколесного шасси с очень широкой колеей, во-вторых, большой тяговооруженностью самолета и, в-третьих, почти полным отсутствием заворачивающих и кренящих моментов (при взлете против ветра).

Рассмотрим взлет реактивного самолета.

Прежде всего обратим внимание на то, что стояночный угол самолета $\alpha_{ст} = 3^\circ 34'$ (см. рис. 186,б), т. е. очень

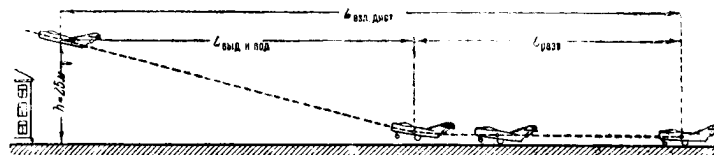


Рис. 199. Этапы взлета и взлетная дистанция реактивного самолета

малый по сравнению со стояночным углом винтового самолета с хвостовым колесом.

После достижения двигателем около 8000 об/мин летчик плавно отпускает тормоза колес и, держа ручку управления нейтрально, начинает разбег самолета на трех колесах (рис. 199). Но стояночный угол атаки слишком мал для создания подъемной силы, необходимой для отрыва, поэтому, когда скорость разбега достигнет 160—180 км/час, летчик плавным движением ручки управления на себя немного увеличивает угол атаки, нос самолета приподнимается, носовое колесо отделяется от земли и дальнейший разбег осуществляется на двух главных колесах. И когда скорость достигнет скорости отрыва (230 км/час), самолет отрывается от земли.

Обращаем внимание на то, что в первой половине разбега ручка управления должна удерживаться в нейтральном положении, чтобы не допустить преждевремен-

ного отделения носового колеса и увеличения лобового сопротивления.

После отрыва летчик выдерживает машину не по горизонтали, а с удалением от земли, т. е. сразу переводит самолет на режим пологого подъема, во время которого и продолжает разгон самолета. Это возможно благодаря большой тяговооруженности самолета. Даже на подъеме ускорение настолько велико, что на высоте 10—15 м скорость полета уже достигает 350—400 км/час. В это время летчик производит уборку шасси.

Таким образом, взлетная дистанция реактивного самолета (рис. 199) состоит только из двух этапов: разбега с отрывом и пологого подъема для набора скорости.

Взлет производится иногда при выпущенных щитках-закрылках с отклонением их на угол 20°. При отклонении закрылков в начале разбега подъемная сила растет быстрее и становится равной весу самолета на меньшей скорости, т. е. скорость отрыва уменьшается. Поэтому уменьшается и длина разбега (примерно на 100 м). Летчик убирает щитки на высоте 60—70 м (после уборки шасси).

В отношении выполнения взлета по сравнению со взлетом винтового самолета с хвостовым колесом можно сказать следующее.

Кабина летчика самолета МиГ-15 бис расположена в носовой части фюзеляжа — это улучшает обзор вперед и облегчает сохранение направления взлета, но после отрыва летчику трудно определить по видимым частям самолета, имеется ли крен (поскольку летчик сидит впереди крыльев, которые отведены назад).

Зато управление реактивным самолетом при взлете значительно проще, чем винтовым самолетом с двухколесным шасси.

В то время как при взлете винтового самолета сильно сказывается заворачивающее и кренящее влияние гироскопического и реактивного моментов винта, а также момента от действия струи винта на вертикальное оперение, при взлете реактивного самолета два из этих моментов совершенно отсутствуют, влияние же гироскопического момента ротора (турбины и компрессора) реактивного двигателя малозаметно. Посмотрим, чем это объясняется.

Заметим прежде всего, что гироскопический момент прямо пропорционален моменту инерции ротора и его угловой скорости вращения. Поэтому ротор реактивного двигателя ВК-1 может давать на полных оборотах больший гироскопический момент, чем, например, винт самолета Як-11. Однако при взлете реактивного самолета гироскопический момент почти не чувствуется. Почему?

При разбеге реактивного самолета вплоть до подъема носового колеса положение оси ротора в пространстве совершенно не изменяется, поэтому никакого гироскопического момента не возникает. Лишь в конце разбега, когда летчик увеличивает угол атаки, положение оси ротора изменяется и, следовательно, возникает гироскопический момент. Но так как изменение положения оси ротора получается очень плавным и на малый угол, то и гироскопический момент получается незначительным.

Двигатель ВК-1 имеет левое вращение, следовательно, при подъеме носа самолета последний должен стремиться завернуть влево (§ 104). Но так как момент незначительный и рули в конце разбега уже вполне эффективны, то заворачивающего стремления летчик почти не замечает.

Несколько слов о взлете реактивного самолета с боковым ветром.

При взлете винтового самолета с боковым ветром заворачивающие и кренящие моменты винта нередко еще более затрудняют взлет (§ 97), взлет же реактивного самолета с боковым ветром ввиду отсутствия указанных моментов получается значительно проще. Например, при взлете самолета МиГ-15 бис боковой ветер при скорости его до 8—10 м/сек (под углом 90° к направлению взлета) практически не сказывается на прямолинейности взлета.

§ 153. ПОСАДКА И ПОСАДОЧНАЯ СКОРОСТЬ. ПОСАДКА С БОКОВЫМ ВЕТРОМ

Посадка реактивного самолета имеет меньше особенностей, чем взлет, и состоит из тех же этапов, что и посадка винтового самолета.

Проследим посадку реактивного самолета с посадочным весом $G = 3915$ кг.

Перед заходом на посадку при скорости 400—450 км/час летчик производит выпуск шасси (время выпуска 8—10 сек.). В начале захода на посадку он держит скорость немного больше наивыгоднейшей скорости горизонтального полета, а именно: около 350 км/час. При такой скорости выпускает щитки-закрылки в посадочное положение, т. е. на угол 55° .

Планирование по прямой до выравнивания производит с высоты не менее 200 м, держа при этом скорость около 250 км/час. Выравнивание начинает на высоте 7—8 м и заканчивает на высоте не более одного метра (рис. 200).

Второй этап посадочной дистанции — выдерживание самолета для погашения скорости — не имеет никаких особенностей.

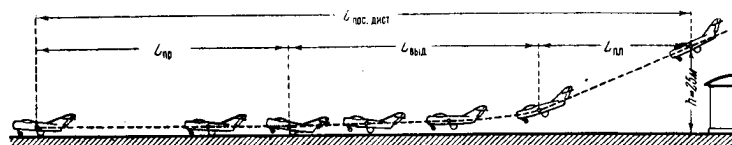


Рис. 200. Этапы посадки и посадочная дистанция реактивного самолета

Длина первых двух этапов посадки — планирования с высоты 25 м и выдерживания — составляет около 600 м.

Когда скорость при выдерживании упадет до 170 км/час, самолет опускается на главные колеса (рис. 200) и начинается третий этап посадки — пробег. Так как центр тяжести самолета лежит впереди главных колес, то вскоре после касания земли главными колесами (примерно через 3 сек.) самолет переваливается на переднее колесо. После этого летчик применяет колесные тормоза.

Длина пробега (по бетонной дорожке) колеблется от 530 до 770 м в зависимости от искусства летчика и отладки тормозов.

Таким образом, посадочная дистанция реактивного самолета составляет 1300—1350 м.

Из сказанного видно, что посадочная скорость реактивного самолета $V_{\text{пос}} = 170$ км/час. Так как посадочная скорость зависит от удельной нагрузки на крыло, а по-

следняя при указанном полетном весе составляет 190 кг/м^2 , то посадочная скорость данного реактивного самолета сравнительно невелика. При большем посадочном полетном весе посадочная скорость возрастает, что ведет, естественно, к увеличению длины пробега и усложняет приземление самолета. Вот почему для реактивного самолета механизация крыла как средство уменьшения посадочной скорости имеет особенно важное значение.

Касаясь выполнения посадки, следует сказать, что выдерживание самолета для погашения скорости должно быть таким, чтобы приземление произошло без парашютирования. На выдерживании и в момент приземления самолет устойчив и к сваливанию на крыло не стремится.

После приземления на главные колеса ручка управления должна удерживаться в том положении, при котором произошло приземление. В таком положении ручка фиксируется до тех пор, пока самолет не перевалится на носовое колесо.

При ошибках в расчете на посадку самолет исправляется, как обычно, подтягиванием. Подтягивание разрешается производить до высоты начала выравнивания.

Перелет исправляется выпуском воздушных тормозов и скольжением, однако оба эти средства недостаточно эффективны. Воздушные тормоза рассчитаны на пользование при большой скорости, на малой же скорости они лишь немного увеличивают лобовое сопротивление самолета. Нужно также учитывать, что выпуск воздушных тормозов на малой скорости может повести к потере скорости и проваливанию самолета. Скольжение малоэффективно потому, что нельзя давать крен больше 7° , так как при большем крене не хватает руля направления для парирования разворота.

При малейшем сомнении в правильности расчета на посадку не следует снижаться до малой высоты и надо уходить на второй круг.

Посадка с боковым ветром. Если скорость бокового ветра, дующего под углом 90° , превышает 10 м/сек , то борьбу со сносом надо вести не путем скольжения с креном, а путем *изменения (подбора) курса*. Для этого необходимо после выполнения последнего разворота перед посадкой соответственно уменьшить или увеличить курс

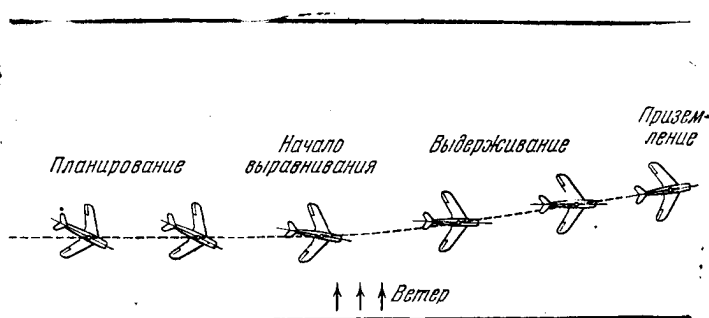


Рис. 201. Посадка с боковым ветром — борьба со сносом путем изменения курса

самолета на снижении. Если ветер дует справа, то курс надо увеличить (рис. 201), если слева — уменьшить. Изменять курс надо на такую величину, чтобы самолет летел по прямой ближе к подветренной стороне посадочной полосы и параллельно посадочным знакам. При этом линия полета не совпадает с продольной осью самолета и нос отклонен в сторону ветра.

Измененный курс выдерживается до высоты выравнивания. В начале выравнивания продольную ось самолета, плавно нажимая на педаль, надо направить вдоль посадочной полосы параллельно посадочным знакам, а затем поставить педали в нейтральное положение.

Таким образом, во время выдерживания самолет летит со сносом, поэтому для уменьшения боковой нагрузки в момент приземления надо дать педаль по сносу. После приземления и пробега около 200 м надо плавно опустить самолет на переднее колесо и начать торможение.

При большой силе бокового ветра полезно комбинировать борьбу со сносом путем изменения курса и путем скольжения.

ГЛАВА XXI

ШТОПОР И ФИГУРНЫЕ ПОЛЕТЫ

§ 154. ШТОПОР САМОЛЕТА МиГ-15 бис. ВЫПОЛНЕНИЕ ШТОПОРА

Штопор самолета МиГ-15 бис значительно отличается по своему характеру от штопора винтовых самолетов. Движение самолета на штопоре получается, как правило, неравномерным: все время меняются скорости вращения, скорость снижения, угол наклона фюзеляжа к горизонту и другие величины, характеризующие режим штопора.

Своеобразный характер штопора объясняется в основном стреловидной формой крыла, большим разномасс по продольной оси фюзеляжа и влиянием гироскопического момента реактивного двигателя.

На рис. 202 показаны кривые зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки у прямого и стреловидного крыльев. Можно видеть, что у стреловидного крыла на закритических углах атаки падение коэффициента подъемной силы происходит более плавно, чем у прямого крыла. Из этого можно заключить, что срыв в штопор (при отсутствии скольжения), происходящий, как нам известно, вследствие срыва потока на одном из полукрыльев, у самолета со стреловидным крылом получается более вялым, чем у самолета с прямым крылом.

Таким образом, при отсутствии скольжения самолет МиГ-15 бис неохотно входит в штопор или даже не входит. Теперь посмотрим, что происходит при наличии скольжения.

При скольжении стреловидного крыла срыв потока, как и у

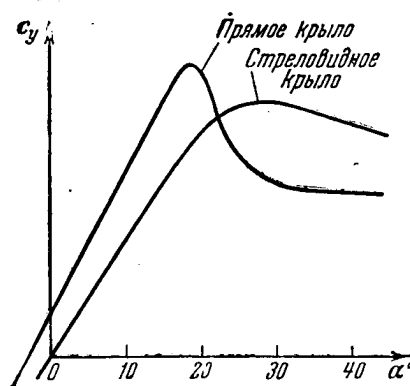


Рис. 202. Сравнительный график зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки у прямого и стреловидного крыльев

прямого крыла (§ 113), также начинается на конце отстающего крыла, т. е. со стороны, противоположной скольжению. Далее срыв распространяется по направлению к корневой части крыла, но раньше, чем он распространится на ней, возникает срыв потока в середине другого полукрыла и при дальнейшем увеличении угла атаки быстро распространяется на все выдвинутое вперед полукрыло.

До тех пор пока срыв потока распространяется по одной половине стреловидного крыла, происходит ускорение вращения самолета. Затем, по распространении срыва на оба полукрыла, вращение замедляется (поскольку разница в подъемных силах полукрыльев уменьшается). При определенном соотношении интенсивности срыва на полукрыльях вращение самолета может вовсе прекратиться, а затем самолет перейдет во вращение в противоположном направлении, т. е. в сторону выдвинутого вперед полукрыла, по распространении же срыва по всему размаху крыла — вновь во вращение в прежнем направлении.

Описанная картина распространения срыва потока на стреловидном крыле зависит от угла атаки, угла скольжения, а также от угла стреловидности крыла.

Таким образом, неустойчивый характер штопора самолета МиГ-15 бис объясняется главным образом указанными особенностями срыва потока на стреловидном крыле.

Вторым фактором, обуславливающим своеобразный характер штопора самолета МиГ-15 бис, является большой разнос масс вдоль оси фюзеляжа (вследствие размещения двигателя в хвостовой части фюзеляжа) и малый разнос масс вдоль размаха (благодаря малому удлинению крыла). Поэтому возникают большие инерционные моменты относительно поперечной оси, направленные на кабрирование, т. е. создающие у самолета стремление поднимать нос во время штопора.

Третий фактор, влияющий на характер штопора самолета МиГ-15 бис, — это гироскопический момент ротора двигателя. Влияние этого момента на режим штопора сказывается гораздо сильнее, чем влияние гироскопического момента воздушного винта. Объясняется это тем, что в то время как винт делает на штопоре 400—

800 об/мин, ротор реактивного двигателя делает на штопоре 6000—7000 об/мин. А так как режим штопора самолета МиГ-15 бис вообще неустойчивый, то влияние гироскопического момента проявляется особенно заметно.

Влиянием гироскопического момента объясняется различие в правом и левом штопоре. Двигатель ВК-1 имеет левое вращение, поэтому при правом штопоре самолет стремится поднять нос и штопор получается неустойчивым. На левом штопоре самолет стремится опустить нос и штопор получается более устойчивым.

Выполнение штопора. Скорость срыва в штопор при убранных шасси и закрылках и работе двигателя на малом газе около 200 км/час по прибору. Но самолет неохотно входит в штопор. Если в горизонтальном полете выбрать ручку управления на себя до указанной скорости, то с приближением к ней начинается предупредительная тряска; если в это время отпустить ручку, то самолет опускает нос и легко набирает скорость; при взятии же ручки на себя и нажатии на левую педаль (до отказа) самолет сначала наклоняется на правое крыло, затем на левое и переходит в левый штопор. При нажатии правой педали переходит в неустойчивый правый штопор.

Поведение самолета на штопоре сильно отличается от поведения винтовых самолетов на штопоре. Характер штопора меняется в широких пределах.

Левый штопор, как сказано, устойчивый; время витка — 4 сек., потеря высоты за один виток (без вывода) около 400 м.

Правый неустойчивый штопор характеризуется неравномерностью вращения и переменой направления вращения. В правом штопоре примерно через четверть витка самолет прекращает вращение и переходит в левый штопор. Движение самолета в таком штопоре напоминает падение листа. В момент перехода нос самолета поднимается выше горизонта, наблюдается дрожание самолета. Для удержания педалей требуется значительное усилие.

Характер штопора сильно зависит от положения элеронов. При отклонении их «против штопора» получается устойчивым и левый и правый штопор, отклонение «по штопору» усиливает неравномерность вращения как на правом, так и на левом штопоре.

Вывод самолета из штопора в общем обычный. При выводе ручка управления должна быть отведена энергично и полностью от себя. Если отдать только до нейтрального положения, самолет остановит вращение и тут же перейдет в штопор обратного направления.

Элероны при выводе следует держать строго нейтрально, для этого на приборной доске проведена вертикальная белая полоса. При отклонении элеронов на $\frac{1}{4}$ хода ручки самолет может не выйти из штопора.

Потеря высоты на выводе из штопора — от 1300 до 1700 м.

§ 155. МАНЕВРЕННЫЕ СВОЙСТВА САМОЛЕТА МиГ-15 бис

Маневренностью самолета называется его способность совершать в определенный промежуток времени ту или иную эволюцию, предписанную самолету данного типа тактико-техническими требованиями. Маневренность оценивается величиной радиуса кривизны траектории, временем выполнения маневра и скоростью — линейной и угловой.

Маневренные свойства самолета сильно зависят от высоты полета. С подъемом на высоту маневренные свойства самолета ухудшаются вследствие уменьшения избытка тяги, уменьшения диапазона скоростей и уменьшения аэродинамической перегрузки, которую летчик может получить при выполнении маневра.

Об уменьшении с высотой избытка тяги реактивного двигателя и диапазона скоростей уже было сказано в предыдущих главах. Теперь надо сказать об уменьшении с высотой максимальной перегрузки.

Аэродинамическая перегрузка возникает, напомним, при увеличении подъемной силы (по сравнению с силой веса самолета) для создания центростремительной силы, необходимой для искривления траектории полета. При большей центростремительной силе, а тем самым при большей перегрузке улучшаются характеристики маневра — уменьшаются радиус кривизны траектории и время выполнения маневра.

Максимальная подъемная сила (при $C_{y\text{ макс}}$) прямо пропорциональна плотности воздуха и, следовательно, уменьшается с высотой (при одной и той же скорости полета). Поэтому с высотой уменьшается и максималь-

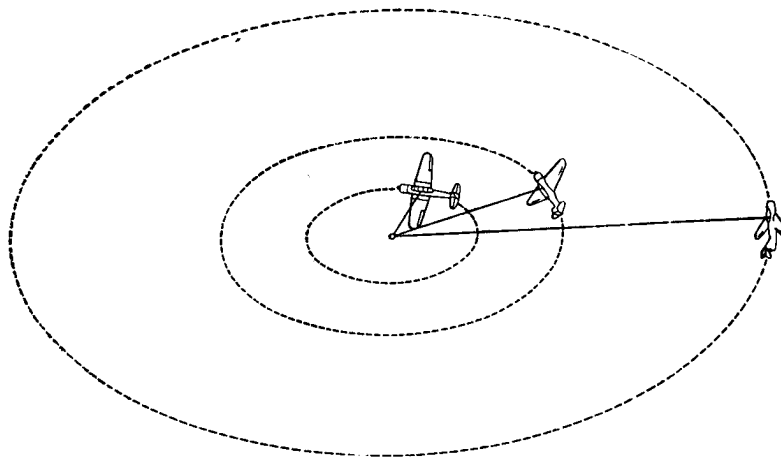


Рис. 203. Сравнительные величины минимальных радиусов виражей винтовых самолетов Як-18, Як-11 и реактивного самолета на высоте 3000 м

чая перегрузка, которая, как нам известно, получается при $c_{y \text{ макс}}$. Это в одинаковой мере справедливо как для полета винтовых самолетов, так и реактивных.

Но при полете реактивных самолетов с большими скоростями максимальная перегрузка уменьшается еще и потому, что при закритических числах M полета с увеличением числа M коэффициент $c_{y \text{ макс}}$ уменьшается (§ 132). И чем больше высота, тем раньше (при меньшей скорости полета) происходит уменьшение коэффициента $c_{y \text{ макс}}$, поскольку с высотой число M скорее достигает больших значений (вследствие уменьшения скорости звука с высотой).

Из-за пределов прочности самолета и выносливости летчика большие перегрузки недопустимы. Поэтому для реактивного самолета наряду с ограничениями по скорости и по числу M главным конструктором устанавливается ограничение и по перегрузке.

Маневренные свойства самолета в горизонтальной плоскости, т. е. характеристики виражей, сильно зависят от скорости полета. С увеличением скорости полета радиус виража и в несколько меньшей степени время виража возрастают (§ 106). Поэтому маневренность ско-

ростного реактивного самолета в горизонтальной плоскости несколько хуже, чем винтовых самолетов. Для сравнения даем рис. 203, где показаны минимальные радиусы виражей на высоте 3000 м винтовых самолетов Як-18, Як-11 и реактивного самолета, подсчитанные по приближенной формуле, которая была приведена в § 106.

Самолет МиГ-15 бис обладает хорошими маневренными свойствами в вертикальной плоскости и наклонных плоскостях (пространственное маневрирование). Благодаря большому диапазону скоростей получается большая величина живой силы, которая позволяет очень эффективно выполнять восходящие ветви фигур. Немалую роль играет и величина перегрузки.

§ 156. ПРОСТОЙ И СЛОЖНЫЙ ПИЛОТАЖ

В методических указаниях по пилотированию самолета МиГ-15 бис различается простой и сложный пилотаж. К первому отнесены вираж, боевой разворот, горка, ликирование и спираль; ко второму — перевороты, переворот на горке, бочки, петля и полупетля Нестерова, косая петля и поворот на горке. Отметим кратко особенности пилотажа по сравнению с винтовыми самолетами.

Вираж. О минимальном радиусе виража уже было упомянуто в предыдущем параграфе. Выясним теперь вопрос о минимальной допустимой скорости на вираже.

Из первой части книги (§ 107) известно, что необходимая для виража скорость равна скорости, потребной для горизонтального полета при том же угле атаки, умноженной на квадратный корень из перегрузки: $V_{\text{вир}} = V_{\text{гор}} \sqrt{n}$. Это справедливо и для реактивных самолетов. Из § 107 известно еще, что минимальная практически допустимая скорость винтового самолета на вираже выражается формулой: $V_{\text{эк.вир}} = V_{\text{эк}} \sqrt{n}$. Но эта формула уже не пригодна для реактивных самолетов, поскольку для них практически минимальной скоростью горизонтального полета является не экономическая скорость, а наивыгоднейшая скорость. Следовательно, для реактивных самолетов практически минимальная скорость на вираже должна выражаться так:

$$V_{\text{наиб. вир}} = V_{\text{наиб. гор}} \sqrt{n}.$$

На вираже угловое вращение реактивного самолета медленнее, чем винтового самолета, что объясняется большим радиусом виража. На вираже самолета МиГ-15 бис приходится прикладывать довольно большие тянущие усилия на ручку управления. Но при перетягивании ручки появляется предупредительная тряска, а при падении скорости до 330—360 км/час самолет увеличивает крен, опускает нос и переходит в спираль.

На виражах сказывается влияние гироскопического момента ротора реактивного двигателя. При правом вираже самолет стремится задирать нос, при левом — опускать нос.

При выполнении виража на скоростях, соответствующих числам $M > 0,86 \div 0,87$, вводить самолет в вираж необходимо строго координированными движениями ручки и педалей. В противном случае вследствие скольжения самолета возможно появление обратной реакции по крену на отклонение руля направления.

Боевой разворот. На малых скоростях выполнение боевого разворота не отличается от выполнения его на винтовых истребителях. На больших скоростях, соответствующих числам $M = 0,86 \div 0,87$ и более, чтобы избежать обратной реакции самолета по крену, рекомендуется выполнять ввод в разворот следующим образом: сначала плавным движением ручки управления на себя перевести самолет на режим подъема с углом 25—30°, а когда скорость полета несколько упадет и будет соответствовать числу $M < 0,86$, плавными и координированными движениями ручки и педали ввести самолет в желаемый разворот.

На рис. 204 приведена запись одного из боевых разворотов реактивного самолета, показывающая скорость,

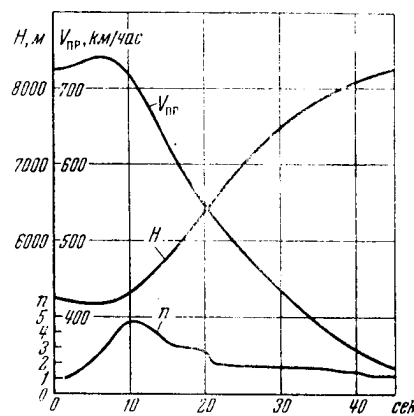


Рис. 204. Запись боевого разворота на реактивном самолете

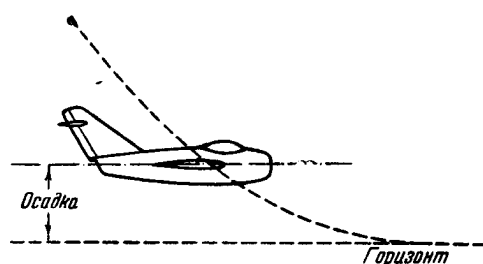


Рис. 205. Осадка реактивного самолета при выводе его из пикирования

высоту и перегрузку в процессе разворота, а также время разворота.

Горка. Горка выполняется на скорости, не превышающей максимальную скорость горизонтального полета на данной высоте. Ввод обычный. Вывод самолета из горки в горизонтальный полет, если угол подъема не больше 45° , может выполняться по прямой и с разворота. При углах подъема на горку $60-80^\circ$ — вывод только с разворота. Скорость на выводе должна быть не менее 400 км/час .

Горки с углом подъема больше 45° на скоростях ввода, соответствующих числу $M=0,85$ и больше, относятся к сложному пилотажу.

Пикирование. При учебных полетах ввод в пикирование выполняется, как правило, с разворота, так как при таком способе легче избежать отрицательной перегрузки и быстрого нарастания скорости, чем при вводе с прямой.

На самолете МиГ-15 бис разрешается пикировать с любыми углами — до 90° включительно. Но при простом пилотаже рекомендуется пикировать с углами не более 45° .

Вывод из пикирования производится, как обычно, плавным, но энергичным движением ручки управления на себя. При резком выводе самолет теряет устойчивость; признаки — резкое дрожание и броски с крыла на крыло. При этих явлениях следует уменьшить тянущее усилие на ручку.

В конце вывода из пикирования, когда угол наклона самолета к горизонту уже близок к нулю, траектория полета еще негоризонтальна (рис. 205), т. е. самолет

имеет еще значительную вертикальную скорость снижения. Это явление называют осадкой самолета при пикировании. У реактивных самолетов, имеющих большую скорость пикирования, осадка при выводе получается значительной и скорость снижения при осадке может достигать нескольких десятков метров в секунду. Это следует учитывать в случае вынужденного пикирования при сравнительно небольшой высоте.

О применении тормозных щитков при пикировании уже было сказано в § 143.

Спираль. Спираль выполняется на скорости 450—500 км/час с креном 45° при режиме работы двигателя на малом газе. С высоты 5000 м самолет за один виток теряет 1200 м высоты.

При выполнении спирали с креном больше 45° на скоростях, соответствующих числам $M = 0,86 \div 0,87$, поведение самолета нормальное. Но скорость быстро нарастает, поэтому следует пользоваться тормозными щитками. При выполнении спирали при числах M больше указанных необходимо, начиная с ввода в спираль и кончая выводом, строго соблюдать координацию движений рулями, так как в противном случае неизбежно скольжение самолета, что ведет к появлению обратной реакции по крену.

Переворот. Переворот может выполняться на высотах от 2000 до 14 000 м. Скорость ввода в зависимости от высоты и применения тормозных щитков — от 300 до 500 км/час по прибору. Потеря высоты колеблется от 1000 м до 3000 м (на больших высотах).

Выполнение переворота на больших высотах имеет следующие особенности: 1) быстрое нарастание скорости и связанное с этим увеличение усилий на ручке управления при выводе самолета из пикирования; 2) невозможность создания больших перегрузок, что усложняет вывод из пикирования и, как следствие, 3) большая потеря высоты.

Переворот на горке. Переворот на горке может выполняться на высотах от 2000 до 10 000 м. Скорость ввода в горку зависит от высоты и может колебаться от 600 км/час до максимальной скорости горизонтального полета, а угол подъема — от 45 до 80°. Когда скорость на горке упадет до 450 км/час, надо плавным движением рулей сделать полубочку, причем скорость в положении

вверх колесами не должна быть менее 350 км/час. Когда нос самолета подойдет к горизонту, уменьшить обороты до минимальных на данной высоте и перевести самолет в пикирование, а затем выводить в горизонтальный полет.

Бочки. На самолете МиГ-15 бис можно выполнять горизонтальные, восходящие и нисходящие бочки, причем разрешаются только управляемые — на скорости от 450 до 800 км/час, но без превышения скорости, соответствующей числу $M = 0,82$ на данной высоте.

Восходящие бочки выполняются, как правило, замедленные и на повышенной скорости с углом подъема до 70° .

Петля Нестерова. Петли Нестерова могут выполняться на высотах от 2000 до 10 000 м со скоростью ввода на петлю от 600 км/час до максимальной скорости горизонтального полета.

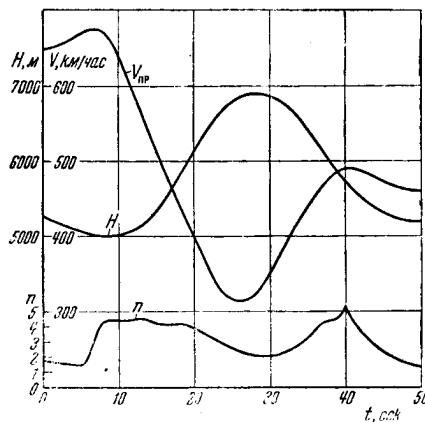


Рис. 206. Запись петли Нестерова на реактивном самолете

На рис. 206 приведена запись одной из петель Нестерова, выполненной на реактивном самолете. График показывает изменение скорости по прибору, высоты полета, перегрузки и времени выполнения петли.

Полупетля Нестерова. При выполнении полупетли Нестерова с высоты 5000 м на скорости ввода 650 км/час самолет набирает 2000 м. В верхней части полупетли скорость около 350 км/час.

Косая петля. Если перед вводом в петлю Нестерова создать крен $10\text{--}15^\circ$ и, выполняя петлю, сохранить этот крен, то самолет опишет петлю в наклонной плоскости. Такую фигуру называют *косо́й петле́й*. При выполнении ее от летчика требуется повышенное внимание к действию рулей и к сохранению установленного крена.

Поворот на горке. Выполняется, как обычно. При выводе из пикирования следует иметь в виду все сказанное выше по этому поводу.

Итак, некоторые из упомянутых здесь фигур связаны с пикированием самолета. Пикирование применяется и в виде самостоятельной фигуры. Поэтому, заканчивая эту главу, необходимо обратить внимание молодого летчика еще на одно важное явление, которое иногда наблюдается при выводе самолета МиГ-15 бис из пикирования.

При выводе самолета из пикирования роль центростремительной силы, как известно, играет подъемная сила, точнее — избыток подъемной силы над силой веса или ее составляющей (см. рис. 165). Эта сила искривляет траекторию полета в вертикальной плоскости и тем самым выводит самолет из пикирования в нормальный полет. Если же на пикировании самолет имеет хотя бы небольшое вращение вокруг продольной оси, то центростремительная сила лежит уже не в вертикальной плоскости, а в некоторой наклонной к горизонту плоскости, заставляя самолет делать очень крутую спираль, и, следовательно, мало способствует выходу самолета из пикирования. Поэтому при наличии даже незначительного вращения вокруг продольной оси самолет выходит из пикирования с запаздыванием и может даже не выйти из пикирования.

Отсюда следует, что при выводе самолета МиГ-15 бис из пикирования необходимо тщательно следить за тем, чтобы не было ни малейшего вращения самолета вокруг продольной оси.

В заключение заметим, что нельзя считать летчика освоившим самолет МиГ-15 бис, если он не овладеет теорией и техникой пилотирования самолета на больших скоростях — как на пикировании, так и в горизонтальном полете.

Приложение

ГРЕЧЕСКИЙ АЛФАВИТ

Начертание	Название	Начертание	Название
Αα	альфа	Νν	ни
Ββ	бэ́та	Ξξ	кси
Γγ (γ)	гамма	Οο	омикрон
Δδ	дэ́льта	Ππ	пи
Εε	э́псилон	Ρρ (ρ)	ро
Ζζ	дзэ́та	Σσ	сигма
Ηη	э́та	Ττ	тау
Θθ	тэ́та	Υυ	ипсилон
Ιι	йота	Φφ	фи
Κκ	ка́ппа	Χχ	хи
Λλ	ля́мбда	Ψψ	пси
Μμ	ми	Ωω	омега

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр
Введение	3
<i>ЧАСТЬ ПЕРВАЯ</i>	
ТЕОРИЯ ПОЛЕТА И ПИЛОТИРОВАНИЯ ВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ	
Глава I. Воздух и его свойства	9
§ 1. Атмосфера Земли	9
§ 2. Температура воздуха. Абсолютная температура .	11
§ 3. Давление воздуха. Уменьшение давления с высотой	11
§ 4. Плотность воздуха. Зависимость плотности от давления и температуры	13
§ 5. Стандартная атмосфера	17
§ 6. Вязкость воздуха	19
§ 7. Сжимаемость воздуха	19
Глава II. Основные законы течения воздуха	20
§ 8. Воздушный поток и принцип обратимости. Аэродинамическая труба. Установившийся поток .	20
§ 9. Ламинарное и турбулентное течения воздуха. Пограничный слой	23
§ 10. Уравнение неразрывности	25
§ 11. Статическое давление в потоке и скоростной напор	27
§ 12. Уравнение Бернулли	28
§ 13. Измерение скорости воздушного потока. Указатель скорости самолета	30
Глава III. Аэродинамические силы	33
§ 14. Сопротивление воздуха. Обтекание воздухом тел	33
§ 15. Основной закон сопротивления воздуха	34

	Стр.
§ 16. Симметричное обтекание и возникновение силы лобового сопротивления	36
§ 17. Аэродинамические коэффициенты лобового сопротивления различных тел и несущих деталей самолета	38
§ 18. Несимметричное обтекание и возникновение полной аэродинамической силы	41
Глава IV. Аэродинамические характеристики крыла . . .	43
§ 19. Крыло самолета. Угол установки и угол атаки крыла	43
§ 20. Возникновение подъемной силы крыла. Распределение давления по крылу	49
§ 21. Аэродинамические силы крыла и их коэффициенты и соотношения между ними	52
§ 22. Зависимость аэродинамических коэффициентов от угла атаки и от формы крыла	54
§ 23. Аэродинамическое качество крыла. Угол качества	56
§ 24. Лобовое сопротивление крыла — профильное и индуктивное	58
§ 25. Аэродинамические испытания крыльев. Поляра крыла	62
§ 26. Механизация крыла (способы увеличения максимальной подъемной силы)	67
Глава V. Аэродинамические характеристики самолета . .	71
§ 27. Подъемная сила и лобовое сопротивление самолета	71
§ 28. Поляра самолета	73
§ 29. Аэродинамическое качество самолета. Способы увеличения качества	76
§ 30. Влияние скольжения самолета на подъемную силу и на качество	79
Глава VI. Силовая установка	82
§ 31. Назначение силовой установки и общие сведения о воздушных винтах	82
§ 32. Геометрические характеристики винта. Поступь и скольжение винта	84
§ 33. Угол атаки элемента лопасти и зависимость его от поступательной и окружной скоростей	88
§ 34. Сила тяги и тормозящий момент винта и режимы его работы	91
§ 35. Зависимость тяги винта от скорости полета. Влияние высоты на тягу винта	94
§ 36. Тормозящий момент винта и крутящий момент двигателя	95
§ 37. Полезная мощность и к.п.д. винта и зависимость их от скорости полета. Влияние высоты на мощность силовой установки	96

Стр.

§ 38. Недостатки винтов неизменного или фиксированного шага. Винты изменяемого шага и их преимущества	100
§ 39. Принцип действия гидравлического винта	103
§ 40. Принцип действия аэромеханического винта	106
§ 41. Флюгерные, реверсивные и соосные винты	110
§ 42. Вклад отечественных ученых в разработку теории воздушного винта	111
Глава VII. Горизонтальный полет самолета	112
§ 43. Условия равновесия сил в горизонтальном полете. Удельная нагрузка на крыло	113
§ 44. Скорость, потребная для горизонтального полета	115
§ 45. Влияние угла атаки на потребную скорость. Наклон самолета к горизонту при разных скоростях и максимальная скорость. Минимальная скорость	115
§ 46. Тяга, потребная для горизонтального полета	119
§ 47. Зависимость потребной тяги от скорости полета (кривая Жуковского). Потребные и располагаемые тяги	121
§ 48. Мощность, потребная для горизонтального полета	125
§ 49. Зависимость потребной мощности от скорости полета (кривая Жуковского). Потребные и располагаемые мощности	127
§ 50. Первые и вторые режимы и диапазон скоростей горизонтального полета	130
§ 51. Влияние высоты на потребную скорость. Показания прибора на высоте. Скорость по прибору, индикаторная и истинная скорость полета	132
§ 52. Влияние высоты на потребную мощность. Потребные и располагаемые мощности на высоте	136
§ 53. Влияние удельной нагрузки на летные качества самолета в горизонтальном полете	141
§ 54. Влияние ветра на горизонтальный полет	143
§ 55. Работы отечественных ученых по аэродинамическому расчету и динамике самолета	145
Глава VIII. Подъем самолета	146
§ 56. Условия равновесия сил при подъеме	146
§ 57. Скорость, потребная для подъема	147
§ 58. Тяга, потребная для подъема	148
§ 59. Угол подъема и наклон самолета к горизонту при подъеме	149
§ 60. Мощность, потребная при подъеме, и вертикальная скорость подъема	151
§ 61. Указательница траекторий подъема. Первые и вторые режимы подъема	153

	Стр.
§ 62. Влияние высоты на вертикальную скорость, поток и скороподъемность самолета	156
§ 63. Влияние ветра на подъем	160
Глава IX. Планирование самолета	162
§ 64. Условия равновесия сил при планировании. Планирование	162
§ 65. Скорость планирования. Предельная скорость самолета	164
§ 66. Угол планирования и наклон самолета к горизонту при планировании	166
§ 67. Вертикальная скорость планирования	168
§ 68. Указательница траекторий планирования. Первые и вторые режимы планирования	169
§ 69. Дальность планирования (при безветрии). Время планирования	172
§ 70. Влияние ветра на планирование	174
Глава X. Равновесие, управляемость и устойчивость самолета	179
§ 71. Равновесие самолета в полете (общее понятие). Оси вращения самолета и моменты сил	179
§ 72. Центр давления крыла. Средняя аэродинамическая хорда	181
§ 73. Центр тяжести самолета	184
§ 74. Центровка самолета и пересчет ее	185
§ 75. Продольное равновесие самолета	188
§ 76. Влияние момента крыла на продольное равновесие	191
§ 77. Влияние момента горизонтального оперения на продольное равновесие	194
§ 78. Влияние моментов силовой установки на продольное равновесие	196
§ 79. Поперечное равновесие самолета. Влияние реакции вращения винта на поперечное равновесие	199
§ 80. Путевое равновесие самолета. Влияние струи винта на путевое равновесие	200
§ 81. Общее понятие об управляемости самолета	203
§ 82. Продольная управляемость самолета. Действие руля высоты. Балансировочная кривая. Степень управляемости	203
§ 83. Влияние центровки самолета на его продольную управляемость	207
§ 84. Способы уменьшения давления на ручку управления. Аэродинамическая компенсация руля высоты. Триммер	208
§ 85. Поперечная и путевая управляемость самолета. Действие элеронов и руля направления	211
§ 86. Общее понятие об устойчивости самолета	215
§ 87. Продольная устойчивость. Фокус крыла. Фокус самолета и зависимость устойчивости от центровки	216

	Стр.
§ 88. Проявление устойчивости в полете	222
§ 89. Поперечная и путевая устойчивость самолета	223
§ 90. Поперечное демпфирование крыльев	226
Глава XI. Взлет и посадка	227
§ 91. Взлет самолета (общее понятие). Этапы взлета и взлетная дистанция	228
§ 92. Разбег самолета и отрыв от земли. Ускорение при разбеге. Скорость отрыва	229
§ 93. Выдерживание самолета для набора скорости. Взлетная скорость и этап подъема	232
§ 94. Нормальный взлет и ошибки при взлете. Взлет с подрывом. Взлет с полуопущенным хвостом	233
§ 95. Расчет длины и времени разбега и взлетной дистанции (при безветрии)	236
§ 96. Влияние веса и других факторов на длину разбега и взлетную дистанцию	239
§ 97. Влияние ветра на взлет. Взлет с боковым ветром	240
§ 98. Посадка самолета (общее понятие). Этапы посадки	245
§ 99. Расчет на посадку. Ошибки в расчете дальности планирования. Способы уменьшения дальности планирования	246
§ 100. Выравнивание самолета. Выдерживание, приземление и пробег	252
§ 101. Посадочная скорость и способы уменьшения ее. Виды посадок и ошибки при посадках	255
§ 102. Длина пробега и расчет посадочной дистанции (при безветрии)	258
§ 103. Влияние ветра на посадку. Посадка с боковым ветром	260
Глава XII. Виращ и спираль	262
§ 104. Общее понятие о криволинейном полете. Влияние гироскопического момента винта. Аэродинамические перегрузки	262
§ 105. Виращи. Правильный виращ, действие сил	268
§ 106. Радиус вираща и его зависимость от скорости полета и угла крена. Время вираща. Перегрузка на вираще	270
§ 107. Скорость на вираще. Ошибки на виращах	275
§ 108. Тяга и мощность, потребные для вираща. Предельный наивыгоднейший виращ	278
§ 109. Управление самолетом и работа рулей на правильном вираще	279
§ 110. Неправильные виращи со скольжением	283
§ 111. Спираль, действие сил и скорость на спирали. Наивыгоднейшая спираль	286
Глава XIII. Штопор самолета	288
§ 112. Общие сведения о штопоре. Опасность произвольного штопора на малой высоте	288

	Стр.
§ 113. Причины штопора. Авторотация крыла. Вращающие моменты на штопоре	292
§ 114. Влияние центровки самолета и других факторов на штопор	296
§ 115. Особенности режимов штопора	298
§ 116. Ввод самолета в штопор и вывод из штопора. Влияние элеронов и силовой установки. Перегрузка на штопоре	299
Глава XIV. Фигурные полеты	303
§ 117. Назначение фигурных полетов. Роль русских летчиков в развитии фигурного пилотажа	303
§ 118. Петля Нестерова. Действие сил и скорость на петле. Выполнение петли	307
§ 119. Горка — действие сил и выполнение горки	311
§ 120. Боевой разворот	313
§ 121. Ввод в пикирование и вывод из него. Потеря высоты на выводе	315
§ 122. Перевороты через крыло — штопорные и управляемые	318
§ 123. Полупетля Нестерова	322
§ 124. Поворот на горке	323
§ 125. Перевернутый полет	324

ЧАСТЬ ВТОРАЯ

ОСОБЕННОСТИ ТЕОРИИ ПОЛЕТА И ПИЛОТИРОВАНИЯ РЕАКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ

Глава XV. Основные сведения из аэродинамики больших скоростей	329
§ 126. Сжимаемость воздуха. Скорость звука. Число M	329
§ 127. Распространение звуковых волн в потоке воздуха	333
§ 128. Обтекание тел сверхзвуковым потоком воздуха. Ударная волна и волновое сопротивление	335
§ 129. Волновой кризис при околосвуковых скоростях. Критическое число M	338
Глава XVI. Аэродинамические характеристики и формы скоростных (реактивных) самолетов	340
§ 130. Распределение давления по профилю крыла при закритических числах M полета	340
§ 131. Изменение аэродинамических коэффициентов и качества крыла в зависимости от числа M	341
§ 132. Поляра реактивного самолета, его подъемная сила и лобовое сопротивление	344
§ 133. Аэродинамические формы скоростных реактивных самолетов. Самолет МиГ-15 бис	346

ЗАМЕЧЕННЫЕ ОПЕЧАТКИ

Стр.	Строка	Напечатано	Следует читать
51	6-я снизу	$p = \frac{p_{изб}}{\frac{\rho V^2}{2}},$	$\bar{p} = \frac{p_{изб}}{\frac{\rho V^2}{2}}$
80	В подписи под рис. 38	a — нормальный при наличии скольжения;	a — нормальный и при наличии скольжения;
117	1-я снизу (в формуле)	50	150
187	4-я сверху	$\Delta x(G+G_1)=G_1 l_a$	$\Delta x(G+G_1)=G_1 l$
189	4-я снизу	a	Ya
214	Рис. 111	Неправильно поставлен рис. 111,б: векторы подъемной силы $Y_{лев}$ и $Y_{пр}$ должны быть направлены вертикально вверх.	
232	5-я снизу	$\Delta P=P-Q=tj_{выд}$	$\Delta P=P-Q=tj_{выд}$
234	14-я сверху	...винта $M_{струи}$винта $M_{реак}$...
234	16-я снизу	...момент $M_{реак}$момент $M_{гир}$...
238	7-я сверху	$L_{выд} = \frac{V_{отр}^2 - V_{взл}^2}{2j_{выд}}$	$L_{выд} = \frac{V_{взл}^2 - V_{отр}^2}{2j_{выд}}$
331	На рис. 172	Отрезок, обозначенный буквой « l », должен быть обозначен буквой « a ».	

	Стр.
§ 134. Воздушные винты для скоростных самолетов	351
§ 135. Вклад отечественных ученых в развитие аэродинамики больших скоростей и скоростных самолетов	352
Глава XVII. Силовая установка реактивного самолета	354
§ 136. Реактивные двигатели (общее понятие). Воздушно-реактивные двигатели (ВРД)	354
§ 137. Турбореактивный двигатель (ТРД)	357
§ 138. Тяга и тяговая мощность ТРД. Влияние скорости и высоты полета на тягу ТРД	359
Глава XVIII. Прямолинейный полет реактивного самолета	362
§ 139. Тяга, потребная для горизонтального полета, и зависимость ее от числа M	362
§ 140. Первые и вторые режимы и диапазон скоростей горизонтального полета	364
§ 141. Разгон и торможение в горизонтальном полете	367
§ 142. Скорость при подъеме, угол подъема, вертикальная скорость, потолок и скороподъемность	369
§ 143. Спуск с работающим двигателем, планирование и пикирование	371
§ 144. Ограничения по скорости и по числу M . Указатель полетного числа M	373
Глава XIX. Устойчивость и управляемость	375
§ 145. Продольная устойчивость и управляемость	375
§ 146. Усилия на ручке управления рулем высоты в прямолинейном полете при закритических числах M	376
§ 147. Увеличение усилий для создания единицы перегрузки	380
§ 148. Поперечная и путевая устойчивость и управляемость	380
§ 149. Снижение эффективности элеронов. Гидроусилитель (бустер) и внутренняя компенсация элеронов	382
§ 150. Непроизвольное кренение самолета (валежка)	383
§ 151. Обратная реакция самолета на отклонение руля направления	385
Глава XX. Взлет и посадка	387
§ 152. Взлет реактивного самолета	387
§ 153. Посадка и посадочная скорость. Посадка с боковым ветром	389
Глава XXI. Штопор и фигурные полеты	393
§ 154. Штопор самолета МиГ-15 бис. Выполнение штопора	393
§ 155. Маневренные свойства самолета МиГ-15 бис	396
§ 156. Простой и сложный пилотаж	398
Приложение. Греческий алфавит	404

STAT

Жабров Алексей Александрович

ТЕОРИЯ ПОЛЕТА
И ПИЛОТИРОВАНИЯ САМОЛЕТА

Редакторы *А. А. Васильев, В. И. Федоров*

Худож. редактор *Б. А. Васильев*

Техн. редактор *М. С. Карякина*

Корректор *К. А. Мешкова*

Г-51664 Сдано в набор 10/III—59 г.

Подписано к печати 13/VIII—58

Бумага 84×108¹/₃₂ 12,75 физ. п. л.=

=19,71 усл. п. л. Уч.-изд. л.=21,415

Изд. № 1/1600 Цена 9 руб. в переплете

Тираж 10200 экз.

Издательство ДОСААФ, Москва, Б-66,
Ново-Рязанская ул., д. 26

Типография Изд-ва ДОСААФ, г. Тушино.

Зак. 253

STAT